Dissertação apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais, Área de Sistemas Espaciais, Ensaios e Lançametos.

Pedro Geovanny Martínez Romero

ANÁLISE AERODINÂMICA DE UM FOGUETE NO REGIME TRANSÔNICO UTILIZANDO AS TÉCNICAS DE TINTA SENSÍVEL À PRESSÃO (PSP) E SCHLIEREN

Dissertação aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:

Prof.ª Dra. Ana Cristina Avelar
Orientadora

Dr. João Batista Pessoa Falcão Filho
Co-Orientador

Prof. Dr. Luiz Carlos Sandoval Góes
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil
2016

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Martínez Romero, Pedro Geovanny
ANÁLISE AERODINÂMICA DE UM FOGUETE NO REGIME TRANSÔNICO UTILIZANDO AS TÉCNICAS DE TINTA SENSÍVEL À PRESSÃO (PSP) E SCHLIEREN / Pedro Geovanny Martínez Romero.
São José dos Campos, 2016.
114f.

Dissertação de Mestrado – Curso de Ciências e Tecnologias Espaciais. Área de Sistemas Espaciais, Ensaios e Lançamentos – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2016. Orientadora: Profª. Drª. Ana Cristina Avelar. Coorientador: Prof. Dr. João Batista Pessoa Falcão Filho.

1. Aerodinâmica Experimental. 2. Tinta sensível à pressão. 3. Túnel Transônico. 4. VS-40. I. Centro Técnico Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Aeroespacial. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

MARTÍNEZ ROMERO, Pedro Geovanny. **ANÁLISE AERODINÂMICA DE UM FOGUETE NO REGIME TRANSÔNICO UTILIZANDO AS TÉCNICAS DE TINTA SENSÍVEL À PRESSÃO (PSP) E SCHLIEREN**. 2016. 114f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Pedro Geovanny Martínez Romero
TITULO DO TRABALHO: ANÁLISE AERODINÂMICA DE UM FOGUETE NO REGIME TRANSÔNICO UTILIZANDO AS TÉCNICAS DE TINTA SENSÍVEL À PRESSÃO (PSP) E SCHLIEREN.
TIPO DO TRABALHO/ANO: Dissertação / 2016

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta dissertação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta dissertação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Pedro Geovanny Martínez Romero
Av. Cidade Jardim, 679
12.233-066 – São José dos Campos–SP

ANÁLISE AERODINÂMICA DE UM FOGUETE NO REGIME TRANSÔNICO UTILIZANDO AS TÉCNICAS DE TINTA SENSÍVEL À PRESSÃO (PSP) E SCHLIEREN

Pedro Geovanny Martínez Romero

Composição da Banca Examinadora:

Prof. Dr.	Roberto Gil Annnes da Silva	Presidente	-	ITA
Prof^{a}. Dr^{a}.	Ana Cristina Avelar	Orientadora	-	ITA
Prof. Dr.	João Batista Pessoa Falcão Filho	Coorientador	-	IAE
Prof^{a}. Dr^{a}.	Cristiane Aparecida Martins		-	ITA
Prof. Dr.	Prof. Carlos Henrique Marchi		-	UFPR

ITA

Dedico este trabalho aos meus pais e meus sobrinhos Valentina e Alejandro.

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer a Deus por me dar sabedoria para chegar até este ponto e por sempre escutar os anelos do meu coração.

A Profa. Dra. Ana Cristina Avelar, minha orientadora, pela orientação e confiança depositada na realização deste trabalho.

Ao Prof. Dr. João Batista Pessoa Falcão Filho, meu co-orientador, pelos ensinamentos na parte experimental e pelas conversas prolongadas ainda após terminado o expediente me orientando na realização deste trabalho.

Ao meus pais por sempre me motivar em aprimorar a minha formação, por sempre acreditar em mim, por sua confiança, por seus grandes conselhos, pela sua formação para comigo, e pelos seus grandes esforços pois graças a isso, é que hoje faço realidade mais um dos meus objetivos de vida.

A Priscila Martins Quintans pelo seu apoio incondicional e pela compreensão durante estes três anos. Obrigado por abrir mão de períodos de tempo intermináveis com seu namorado para que estas páginas pudessem ser escritas.

Ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), por ceder o Túnel Transônico Piloto para a realização dos ensaios. Aos funcionários da divisão de Aerodinâmica (ALA), e aos alunos de mestrado pelos ensinamentos e ajuda durante a realização deste trabalho.

Ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em especial aos professores que tive a honra de ser aluno assim como, pelo conhecimento transmitido.

À CAPES pelo apoio financeiro.

"A mente que se abre a uma nova ideia,
jamais voltará ao seu tamanho original."
— Albert Einstein

Resumo

Apesar de ocorrer num período de tempo razoavelmente curto, o regime transônico é uma parte muito importante do envelope de voo dos veículos de sondagem, devido a fenômenos complexos de fluxo característicos deste regime, como a presença de ondas de choque e a camada limite resultante induzida pelo choque, que contribuem fortemente para um enorme aumento no arrasto até a barreira do som ser alcançada e superada. O incremento na magnitude do arrasto continua até atingir totalmente a região supersônica, em cujo ponto o coeficiente de arrasto é reduzido. Considerando as características complexas que ocorrem no regime transônico, uma boa compreensão dos fenômenos físicos neste regime de velocidades é de grande importância para a avaliação do desempenho aerodinâmico de veículos aéreos. Este trabalho visa entender os efeitos aerodinâmicos mais significativos encontrados durante o ensaio experimental com modelo de escala reduzida no regime transônico usando os diversos métodos experimentais presentes no Túnel Transônico Piloto (TTP), como *Schlieren*, Tinta Sensível à Pressão PSP e balança interna. Os ensaios experimentais foram realizados no Túnel Transônico piloto, do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em um modelo em escala 1:34 do Veículo Sondagem VS-40 para números de Mach na faixa de 0,4 a 1,1. Os efeitos do número de Reynolds no campo de fluido sobre o modelo e consequentemente no arrasto do veículo são investigados na tentativa de prever os fenômenos físicos que ocorrem em uma condição de voo. A diferença entre camada limite laminar e turbulenta foram analisadas. Os resultados obtidos permitiram a identificação de várias características importantes do fluxo, como ondas de expansão, ondas de choque e ondas mescladas, onda de expansão seguida por ondas de choque normal também foram identificadas. Em geral, a técnica PSP apresenta um bom comportamento em regime transônico, sendo muito viável para estudos de veículos de sondagem em túnel de vento. As três técnicas combinadas constituem uma poderosa ferramenta para análise de fenômenos complexos. Com a correta metodologia e seguindo o procedimento experimental cautelosamente planejado, foi possível obter a curva de CDo x número de Mach para o veículo de sondagem VS-40.

Abstract

In spite of occurring in a reasonably brief period of time, the transonic range is a very important part of the flight envelope of sounding vehicles because of the complex flow phenomena characteristic of this regime, as the presence of shock waves and the resulting shock-induced boundary layer, which strongly contribute for a huge rise in the drag as the "sound barrier" is approached and overcome. The increasing in the drag magnitude continues until the supersonic region is fully attained, at which point the Drag coefficient is reduced. Considering the complexity of the flow features occurring in the transonic regime, a good understanding of physical phenomena in this range of velocity is of great importance for the assessment of the aerodynamic performance of flight vehicles. This Work seeks understanding of the most important aerodynamics effects found during the experimental tests with the scaled model in the transonic regime using several experimental methods found in the Pilot Transonic Wind Tunnel, as the Schlieren, the Pressure Sensitive Paint an the internal balance. Experimental tests were carried out in the Pilot Transonic Wind Tunnel, of the Institute of Aeronautics and Space (IAE), on a scaled model 1:34 of the sounding vehicle VS-40 for Mach numbers ranging from 0.4 to 1.1. Reynolds number effects in the flow field over the model and consequently in the drag of the vehicle is investigated in an attempt to predict the physical phenomena occurring in a flight condition. The difference between the kind of boundary layer from laminar to turbulent were analyzed. The obtained results allowed the identification of several important flow features, as expansion waves, shock waves and merged shocks, expansion wave followed by normal shock wave. In geral, the PSP technique presented very well behavior in transonic regime, being very feasible for studies of sounding rockets in wind tunnel. The three combined techniques constitute a powerful tool for analyses of complexes phenomena. With the correct methodology and following carefully the planned experimental procedures, it was possible to obtain the VS-40 CDo x Mach number curve.

Lista de Figuras

FIGURA 2.1 – Desenvolvimento da Camada limite em uma placa plana. 24
FIGURA 2.2 – linha de corrente laminar e turbulenta. 25

FIGURA 3.1 – Vista Parcial do Circuito Aerodinâmico. 28
FIGURA 3.2 – Envelope de Operação do TTP. 29
FIGURA 3.3 – Diagrama Ilustrando os Principais Componentes do TTP. 30
FIGURA 3.4 – Ativação das Moléculas da Tinta Utilizada na Técnica PSP. 32
FIGURA 3.5 – Esquema para Implementação da Técnica PSP (ISSI, 2012). 33
FIGURA 3.6 – Diagrama Jablonski de níveis de energia para o processo de luminescência.(GREGORY *et al.*, 2008). 34
FIGURA 3.7 – Representação do tempo de vida. 36
FIGURA 3.8 – Interação da Luz com o Fluxo de Fluido. 38
FIGURA 3.9 – Representação da Técnica *Schlieren*. 40
FIGURA 3.10 –Localização dos Elementos da Técnica *Schlieren* na Seção de Ensaios do TTP. 41

FIGURA 4.1 – Vista explodida do Modelo VS-40 sem Degrau. 46
FIGURA 4.2 – Aparato Experimental da Técnica PSP. 47
FIGURA 4.3 – Fonte LED LM2X-400. 47
FIGURA 4.4 – Câmera CCD PCO-1600. 48
FIGURA 4.5 – Gerador de Pulsos Quantum Composer 9614. 48
FIGURA 4.6 – Montagem para pintura do Modelo. 49
FIGURA 4.7 – Aplicação da Tinta Base e da Tinta PSP no Modelo. 50
FIGURA 4.8 – Módulo Piezo-elétrico de 32 Canais. 51

FIGURA 4.9 – Esquema do Sistema de Calibração. 53
FIGURA 4.10 –Medidor de Pressão de Referência. 53
FIGURA 4.11 –Reservatório. 54

FIGURA 5.1 – Diagrama dos Resultados. 55
FIGURA 5.2 – Campo de Pressão na Superfície do Modelo Com Degrau. 57
FIGURA 5.3 – Resultados PSP para Modelo com Degrau. 58
FIGURA 5.4 – Resultados PSP para Modelo com Degrau com alto numero de Mach. 59
FIGURA 5.5 – Resultados PSP para Número de Mach 1,0. 60
FIGURA 5.6 – Visualização Shclieren no Modelo com Degrau e sem Faixa de Transição. 61
FIGURA 5.7 – Desenvolvimento Camada Limite Laminar. 62
FIGURA 5.8 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,4. 64
FIGURA 5.9 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,6. 65
FIGURA 5.10 –Resultados de PSP para Número de Mach 0,8. 65
FIGURA 5.11 –Resultados de PSP para Número de Mach 0,9. 66
FIGURA 5.12 –Resultados de PSP para Número de Mach 1,0. 66
FIGURA 5.13 –Detalhe da Tinta PSP Descascada na Ponta do Modelo. 67
FIGURA 5.14 –Resultados de PSP para Número de Mach 0,6 com Faixa de Transição. 68
FIGURA 5.15 –Resultados de PSP para Número de Mach 0,8 com Faixa de Transição. 69
FIGURA 5.16 –Resultados de PSP para Número de Mach 0,9 com Faixa de Transição. 70
FIGURA 5.17 –Resultados de PSP para Número de Mach 1,0 com Faixa de Transição. 70
FIGURA 5.18 –Imagens Schlieren do Modelo sem Degrau e sem Faixa de Transição. 72
FIGURA 5.19 –Imagens Schlieren do Modelo sem Degrau e com Faixa de Transição. 74
FIGURA 5.20 –Formação Onda de Expansão com e sem Degrau para número de Mach 1,0. 75
FIGURA 5.21 –Formação da onda de choque em camada limite laminar. 76
FIGURA 5.22 –Formação da onda de choque em camada limite turbulenta. 76
FIGURA 5.23 –Onda de choque sobre camada limite laminar com o aumento do número de Mach em um perfil (DYKE, 1982). 77
FIGURA 5.24 –Curva **CDo** para o VS-40 Com e Sem Faixa de transição. 78

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Propagação das Ondas Sonoras 22
TABELA 2.2 – Classificação do escoamento segundo o Número de Mach 22

TABELA 3.1 – Características Principais do TTP 29

Lista de Abreviaturas e Siglas

ACS	*Alcântara Cyclone Space*
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
ALA	Divisão de Aerodinâmica
AEB	Agência Espacial Brasileira
CCD	*Charguer Couple Devise*
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DLR	*Deutschen Zentrums für Luftund Raumfahrt* / Centro Aeroespacial Alemão
ESA	*European Space Agency*
ISSI	*Innovative Scientific Solutions Inc*
LED	*Light Emitting Diode*
PEB	Programa Espacial Brasileira
PSI	*Pressure Sensitive Instruments*
PSP	*Pressure Sensitive Paint*
PIV	*Particle Image Velocimetry*
SHEFEX	*Sharp Edge Flight Experiment*
TTP	Túnel Transônico Piloto
VS-40	Veículo de Sondagem 40
VLS	Veículo Lançador de Satélites

Lista de Símbolos

A	Área
C_D	Coeficiente de arrasto
D	Força de arrasto
D_f	Arrasto de fricção
D_p	Arrasto de pressão
D_w	Arrasto de onda
FAC	Força axial ajustada para arrasto de base
FA	Força axial medida
L	Comprimento do modelo
M	Número de Mach
p_∞	Pressão estática do escoamento não perturbado
p_b	Pressão da base do modelo
p_0	Pressão total
p	Pressão estática no local
p_{amb}	Pressão atmosférica ambiente
q	Pressão dinâmica
R	Constante do gas perfeito
Re	Número de Reynolds
S_b	Área base do modelo de túnel de vento
a	Velocidade do som
γ	Razão de calores específicos do ar
ρ	Massa específica do ar
μ	Viscosidade dinâmica

Sumário

1 Introdução 16

1.1 Objetivo 17

1.2 Motivação 18

2 Fundamentação teórica 21

2.1 Escoamento Compressível e velocidade do Som 21

2.2 Arrasto Em Ensaios Aerodinâmicos 22

2.2.1 Arrasto de Base 23

2.2.2 Coeficiente de arrasto 23

2.2.3 Transição do Escoamento 24

3 Descrição do aparato experimental 27

3.1 Túnel Transônico Piloto 27

3.2 Técnica de Tinta Sensível A Pressão PSP 31

3.2.1 Princípio físico 31

3.2.2 Método do tempo de vida 35

3.3 Métodos de Visualização de Escoamento 36

3.3.1 A Técnica *Schlieren* 37

3.3.2 Descrição do Arranjo Experimental da Técnica *Schlieren*. 40

4 Metodologia Experimental 43

4.1 Modelo VS-40 43

4.2 Análise de Similaridade 44

4.3 Confecção do Modelo 45

4.4 Aparato experimental PSP 46
4.4.1 Tinta Base e Tinta PSP 49
4.5 Sistema de Aquisição de Pressão Via Tomadas de Pressão 51
4.5.1 Calibrador do transdutor 51

5 Resultados 55
5.1 Campanha de Ensaios Modelo VS-40 com Degrau 56
5.1.1 Resultados PSP Modelo VS-40 Com Degrau 56
5.1.2 Resultados *Schlieren* Modelo VS-40 Com Degrau 61
5.2 Campanha de Ensaios Modelo VS-40 Sem Degrau 63
5.2.1 Resultados PSP VS-40 Sem Degrau Sem Faixa de Transição 63
5.2.2 Resultados PSP VS-40 Sem Degrau Com Faixa de Transição 68
5.2.3 Resultado Técnica *Schlieren* Modelo VS-40 sem Degrau 72
5.2.4 Modelo VS-40 Sem Degrau e Sem Faixa de transição 72
5.2.5 Modelo VS-40 Sem Degrau e Com Faixa de transição 74
5.2.6 Formação da onda de choque 76
5.3 Resultados Balança Interna 77

6 Conclusões 79

Referências 81

Apêndice A – Apêndice A 84

Anexo A – Desenho Modelo VS-40 Sem Degrau 85
A.1 Modelo Do Veículo de Sondagem Sem Degrau. 85

Anexo B – Desenho Modelo VS-40 Com Degrau 93
B.1 Modelo Do Veículo de Sondagem Com Degrau. 93

Anexo C – Dados dos Ensaios no Túnel transônico Piloto 100
C.1 Dados Modelo VS-40 Com Degrau 100
C.2 Dados Modelo VS-40 Sem Degrau e sem Faixa de Transição . . . 100
C.3 Dados Modelo VS-40 Sem Degrau e com Faixa de Transição . . . 100

1 Introdução

Dados experimentais de veículos espaciais são de grande importância para a elaboração, concepção e desenvolvimento destes veículos. Ensaios em túnel de vento servem, principalmente, para simular a dinâmica de voo do veículo. Seja para otimizar o projeto das empenas, seja para prever a trajetória do veículo, os dados encontrados nas análises aerodinâmicas são de grande importância para a avaliação do desempenho global do veículo. Ou seja, para saber o quanto de carga útil, a qual altitude e a qual velocidade ele é capaz de levar.

Apesar de ocorrer em um período de tempo razoavelmente curto, o regime transônico é uma parte muito importante do envelope de voo de veículos espaciais, devido à complexidade dos fenômenos que ocorrem neste regime, como a ocorrência de ondas de choque e a interação onda de choque com a camada limite do escoamento, contribuindo fortemente no aumento do arrasto. À medida que o veículo aumenta a sua velocidade, o ar presente na sua volta se comprime, principalmente à frente. Ao atingir a velocidade de propagação do som (Número de Mach 1), ocorre um acúmulo de ondas de pressão na frente do veículo, formando uma verdadeira muralha de ar, este fenômeno é conhecido como "barreira sônica" que é caracterizado por grande variação nas características do escoamento e produz um aumento no arrasto quando o veículo ultrapassa esta barreira. O aumento na magnitude do arrasto continua até ultrapassar a região sônica e atingir a região supersônica do escoamento. Neste ponto, o coeficiente de arrasto é reduzido. Desta maneira, é importante realizar análise numérica e experimental, o que permite o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos do veículo permitindo caracterizar seu desempenho.

Além de conhecer o comportamento aerodinâmico geral do veículo, é importante também conhecer a distribuição de pressão sobre o corpo, pois nos regimes transônico e supersônico ocorrências de ondas de choque podem se apresentar, interferindo com componentes adjuntos à superfície do modelo como antenas ou sensores, ou até mesmo danificando a estrutura interna do veículo dependendo da magnitude da formação destes fenômenos.

Considerando a complexidade das características do escoamento no regime transônico, uma boa compreensão dos fenômenos físicos nesta faixa de velocidades é de grande impor-

tância para a avaliação do desempenho aerodinâmico de veículos espaciais. Neste aspecto, medições em túnel de vento, utilização de técnicas de visualização de escoamento e análises numéricas utilizando Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) são ferramentas poderosas no fornecimento de informações críticas sobre fenômenos complexos de fluxo.

Fazendo uso de técnica de Tinta Sensível a Pressão PSP, tomadas de pressão e a técnica de visualização *Schlieren*, uma metodologia para a investigação experimental detalhada das características de escoamento transônico em veículos espaciais é introduzida no túnel de vento transônico, conhecido como TTP, localizado no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).

O TTP é uma instalação de seção de teste com 0,25m de altura e 0,30m de largura, sendo muito apropriado para investigações de características de escoamentos na região transônica sobre modelos simplificados. No presente trabalho, são investigados os padrões de escoamento na seção da coifa de um modelo em escala 1:34 do veículo de sondagem VS-40. O VS-40 é um foguete de sondagem brasileiro, de alto desempenho, desenvolvido no IAE, que usa combustível sólido. Este veículo foi concebido para atingir apenas um lançamento experimental para qualificar a quarta etapa do Veículo Lançador de Satélites VLS-1 em condições de voo em ambiente de microgravidade. No entanto, o estudo do projeto foguete mostrou que o veículo foi altamente eficiente e promissor como um veículo de sondagem, em termos de desempenho e o volume de carga útil. Consequentemente, é usado com sucesso com essa finalidade até hoje. Até o momento, quatro voos já foram realizados. O VS-40 foi escolhido para levar a plataforma sub-orbital SARA, uma plataforma que embarca experimentos de microgravidade brasileira. Em Junho de 2012, foi lançado com a *Germany experiment Sharp Edge Fight Experiment (SHEFEX II)* em Andoya, na Noruega.

1.1 Objetivo

O objetivo proposto neste trabalho é de estudar o comportamento aerodinâmico no Veículo de Sondagem VS-40 no regime transônico implementando a utilização da técnica de Tinta Sensível à Pressão (PSP) para identificar fenômenos complexos do escoamento como ondas de choque e ondas de expansão. Neste aspecto, as medições em túnel de vento, assim como, simulações computacionais envolvendo dinâmica de fluidos (CFD) são ferramentas poderosas no fornecimento de informações críticas sobre fenômenos complexos de fluxo.

Os objetivos específicos são:

- Analisar como se comportam as medidas de arrasto e pressão ocasionadas pelo modelo VS-40 com mudança de geometria;

- Analisar o efeito causado pela utilização de faixa de transição no modelo;
- Utilizar a técnica de visualização de escoamento *Schlieren* para observar o comportamento do escoamento no modelo e localizar a formação de ondas de choque.

1.2 Motivação

Em relação a análises aerodinâmicas de túnel de vento, medições de pressão na superfície de modelos são de grande importância para análises do carregamento atuantes sobre este, para compreender o desempenho aerodinâmico dos veículos em voo, bem como para fornecer informações críticas sobre fenômenos complexos de fluxo como a separação da camada limite e o aparecimento de ondas de choque, entre outros (LIU; SULLIVAN, 2005).

O método convencional estabelecido para medições de pressão de superfície de modelos em ensaios de túnel de vento é baseado em tomadas de pressão instaladas na superfície do modelo que ligando-as através de pequenos tubos flexíveis para os transdutores de pressão é possível medir a pressão nos pontos da superfície. Este método, relativamente simples, fornece apenas medidas discretas de pressão sobre a superfície, além de requerer grande esforço e trabalho intensivo em relação à manufatura, principalmente em testes industriais envolvendo muitas tomadas de pressão, onde, para se obter resultados com uma resolução razoável é preciso de centenas de furos de diâmetro muito pequeno para conseguir um mapa de pressão razoável tornando o ensaio muito caro. Apesar do fato dessa técnica já se encontrar bem estabelecida, a quantidade e a liberdade de posicionamento das tomadas de pressão é bem limitada tanto por espaço quanto por restrição estrutural (WATKINS *et al.*, 2011).

Desde meados de 1980 até os dias atuais diversos grupos de pesquisas interessados na medição contínua da pressão sobre superfícies vêm desenvolvendo a técnica de Tinta Sensível à Pressão conhecida como PSP pelas suas siglas em inglês (*Pressure Sensitive Paint*). Esta técnica óptica "considerada pouco intrusiva" fornece uma solução para as medições de pressão sobre a superfície de um modelo sem os transdutores e tubulações e tem sido utilizada em túnel de vento ao redor do mundo como uma técnica padrão para a medição quantitativa de pressão global em superfícies de modelos aerodinâmicos. Alguns dos centros de pesquisas que têm apresentado resultados qualitativos e quantitativos de alta confiabilidade tornando-os ótimas referências para a realização de comparações são:

1. Centro de pesquisa (*Ames e Langley*) da NASA, nos EUA.
2. *Arnold Engineering Development Center - AEDC* nos EUA.
3. *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt - DLR* do Centro Espacial Alemão.
4. *Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales - ONERA* na França.

5. *National Aerospace Laboratory - NAL* no Japão.

6. *Central Aerohydrodynamic Institute - TsAGI* na Rússia.

Na América do Sul, o Brasil, é o único país que tem trabalhos publicados com esta técnica, sendo que um dos primeiros trabalhos publicados é de Pedrassi no ano de 2009 (PEDRASSI, 2009), realizado no Instituto Tecnológico de Aeronáutica onde se obteve o campo de pressão sobre a superfície de uma placa plana em escoamento a baixa velocidade. Pela pouca experiência em relação a outros países do mundo, é de grande interesse para o Instituto de Aeronáutica e Espaço avançar na compreensão da técnica de Tinta Sensível à Pressão para que seja utilizada em análises aerodinâmicas de veículos espaciais, já que o desenvolvimento destes veículos é de interesse nacional e considerado fundamental pelo Ministério de Ciência e Tecnologia.

Com a intenção de avançar nos conhecimentos e domínio de técnicas consideradas importantes nas áreas de interesse nacional, foi realizado um projeto Pró-estratégia de rede de cooperação acadêmica no Brasil en que a coordenação geral é por parte da Universidade Federal do Paraná (UFPR) e conta com a participação das seguintes instituições de ensino e de pesquisa na área aeroespacial:

1. Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)

2. Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE)

3. Universidade de Brasília (UnB)

4. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)

O projeto tem como objetivo realizar validação em propulsão e aerodinâmica de foguetes. Este projeto desenvolve atividades na área espacial, que é considerada uma prioridade da estratégia nacional de defesa, e uma das áreas temáticas contempladas no Edital PRÓ-ESTRATÉGIA 50/2011 da CAPES.

Coube ao Instituto de Aeronáutica e Espaço IAE junto com o Instituto Tecnológico de Aeronáutica ITA aprofundar nos conhecimentos e implementação de técnicas utilizadas em aerodinâmica experimental e apresentar resultados experimentais que possam ser utilizados para comparar os resultados obtidos pela equipe da Universidade Federal do Paraná UFPR, encarregada de desenvolver o código computacional VonBraun para análise de veículos espaciais em alta velocidade. O código VonBraun permite resolver escoamentos em todos os regimes de velocidade, com diversos modelos físicos e químicos. O projeto PRÓ-ESTRATÉGIA desenvolverá atividades nas áreas de propulsão e aerodinâmica de foguetes.

A validação de um código requer resultados experimentais de qualidade. E esta é a principal motivação do presente trabalho, podendo entregar à equipe que obtém a solução numérica todos os detalhes dos experimentos físicos e os valores dos resultados

experimentais apresentados com as suas incertezas avaliadas. Juntamente com os resultados experimentais, este trabalho pretende apresentar uma metodologia experimental para análises aerodinâmicas dos veículos espaciais a serem desenvolvidos pelo IAE utilizando a Técnica de Tinta Sensível à Pressão PSP, muito usada ao redor do mundo pela qualidade dos seus resultados.

2 Fundamentação teórica

Neste capítulo inicialmente se apresentará a fundamentação teórica dos principais conceitos relacionados à Aerodinâmica de escoamento em regime transônico. Dentre eles se destaca o Número de Mach, muito representativo do escoamento compressível. Também se apresenta a formulação usada considerada importante na realização do trabalho. Um escoamento é considerado transônico quando a velocidade do fluxo esta perto da velocidade do som a. Este regime de velocidade é caracterizado por efeitos não lineares e apresenta regiões tanto subsônicas como supersônicas. O escoamento é governado por sistema de equações que em regime permanente apresenta um sistema misto de equações.

2.1 Escoamento Compressível e velocidade do Som

Uma perturbação qualquer num certo ponto em um meio elástico gera compressão numa região de moléculas que passa a região próxima e assim por diante como um efeito dominó, criando uma onda de propagação. A velocidade com que se propaga a perturbação é conhecida como velocidade da onda. O som é uma onda mecânica e pode se propagar através de um gas, liquido ou solido. A velocidade com que esta onda se propaga é função das propriedades termodinâmicas, do tipo do meio e também da intensidade da perturbação. Como o som se propaga como uma onda está sujeito a interferências construtivas e destrutivas, reflexões em obstáculos, atenuações e ao Efeito Doppler. No ar esta velocidade depende basicamente da temperatura do fluido como mostrado na Equação 2.1

$$a = \sqrt{\gamma R T} \tag{2.1}$$

em que a é a velocidade do som, γ é a razão de calores específicos do ar ($\gamma = 1{,}4$), R é a constante dos gases para o ar ($R = 287\ J/kg.K$) e T é a temperatura absoluta do ar. A velocidade do som é uma propriedade pontual do fluxo assim como T é uma propriedade pontual, ou seja a velocidade do som varia entre os pontos do fluxo. A Tabela 2.1 fornece a velocidade típica do som em alguns meios gasosos, líquidos e sólidos.

O número de Mach esta associado à Velocidade do Som. Este número adimensional

TABELA 2.1 – Propagação das Ondas Sonoras

Sólidos	aço, 6000 m/s
Líquidos	água, 1500 m/s
Gases	ar, 340 m/s

é um dos parâmetros mais relevantes no estudo da Aerodinâmica. O número de Mach é definido como a relação entre a velocidade do objeto ou do meio e a velocidade do som através do meio. Tanto V como a são calculados localmente para as condições reais no mesmo ponto, e o número de Mach é definido de acordo a Equação 2.2.

$$M = \frac{V}{a} \tag{2.2}$$

A classificação do escoamento adotada neste trabalho é apresentada na Tabela 2.2.

TABELA 2.2 – Classificação do escoamento segundo o Número de Mach

Baixo Subsônico	M<0,4	Considera-se Incompressivel
Alto Subsônico	0,4<M <0,75	Efeitos compressíves Relevantes
Transônico	0,75<M <1,2	Escoamento complexo, instável com presença de choque
Supersônico	1,2<M <5	Presença de ondas de choque estáveis
Hipersônico	5<M	Fenômenos químicos associados -ionização

2.2 Arrasto Em Ensaios Aerodinâmicos

Ao colocar um corpo imerso em um fluido em movimento, este fica sujeito a forças que atuam sobre a superfície, uma delas é a força de Arrasto, que é paralela ao escoamento. Para ensaios em túneis como o TTP onde os modelos possuem geometrias simples e o ângulo de arfagem e guinada são próximos a zero pode-se considerar que o principal efeito do número de Reynolds é a alteração do arrasto medido (POPE; GOIN, 1965). Em geral o arrasto de veículos espaciais é formado por três parcelas:

1.Arrasto de fricção: equivalente à perda de quantidade de movimento do ar na camada limite.

2. Arrasto de pressão: Proporcional à integração das cargas de pressão na direção axial sobre toda a superfície exceto a base.

3. Arrasto de onda: Presente quando o escoamento atinge velocidades supersônicas.

Temos então que:

$$D = D_f + D_p + D_w \tag{2.3}$$

Onde:

D = Arrasto Total

D_f = Arrasto de Fricção

D_p = Arrasto de Pressão

D_w = Arrasto de Onda

2.2.1 Arrasto de Base

O arrasto de base está relacionado diretamente à propulsão do motor, pois, em voo real na faixa transônica o veículo de sondagem estará com seus motores ligados. Assim, a pressão de base deve ser subtraída do arrasto total encontrado durante os ensaios em túnel de vento. Para tal fim, a pressão de base é medida durante os ensaios no túnel com o uso de um tubo metálico que faz a vez de tomada de pressão localizado no *sting* que se estende a partir da base do modelo para fixá-lo na posição desejada na seção de testes. O arrasto descontando o arrasto de base pode ser calculado pela Equação 2.4.

$$FAC = FA - S_b \left(p_\infty + p_b\right) \tag{2.4}$$

onde:

FAC = Força axial ajustada para arrasto de base zero

FA = Força axial medida

S_b = Área da base do modelo

p_∞ = Pressão estática do escoamento não perturbado

p_b = Pressão da base do modelo

2.2.2 Coeficiente de arrasto

O coeficiente de arrasto permite quantificar a força de resistência ao ar ou outro fluido por parte de uma dada forma. A equação de cálculo desse coeficiente pode ser observada na Equação 2.5.

$$C_d = \frac{D}{qA} \tag{2.5}$$

onde:

C_d = Coeficiente de arrasto

D = Componente da força contrário ao deslocamento do veículo

A = Área de referência

q = pressão dinâmica

A pressão dinâmica é calculada pela Equação 2.6

$$q = \frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2 \tag{2.6}$$

onde:

γ é a razão de calores específicos do ar ($\gamma = 1,4$)

p_∞ = Pressão estática do escoamento não perturbado

M_∞ = Número de Mach do escoamento não perturbado

Para escoamento compressível isentrópico o número de Mach é dado pela Equação 2.7.

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1}\left[\left(\frac{p_0}{p}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1\right]} \tag{2.7}$$

onde:

p_0 = Pressão total

p = Pressão estática no ponto de interesse

2.2.3 Transição do Escoamento

Uma das consequências da existência da viscosidade num fluido é a variação da velocidade de escoamento das camadas de fluidos. Assim, as velocidades em dois pontos distintos, da mesma seção transversal de um fluido que escoa sobre uma superfície, serão diferentes. Um perfil dessas velocidades pode ser observado na Figura 2.1.

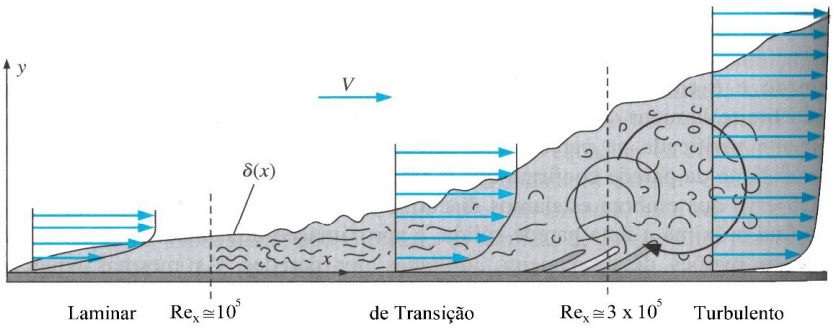


FIGURA 2.1 – Desenvolvimento da Camada limite em uma placa plana.

Na Figura 2.1 o fluido em contato com a superfície está em repouso, ha uma região fina de fluxo retardado na vizinhança da superfície. Essa região de fluxo viscoso que foi retardado devido à força de atrito tangencial entre duas camadas adjacentes do fluido que, por sua vez, é função do coeficiente de viscosidade é chamada de camada limite. A borda interna da camada limite é a superfície sólida em sim, onde $V=0$. Sua velocidade aumenta a medida que se afasta da superfície, na borda externa da camada limite a velocidade é praticamente a velocidade de escoamento livre V. Assim, um campo de fluxo pode ser dividido em duas regiões, uma perto da superfície onde a fricção é importante (Camada limite) e outra de fluxo sem fricção (conhecido como fluxo potencial), fora da camada limite.

Existem dois tipos de fluxo viscoso:

1. Fluxo laminar, considerado aquele em que as linhas de corrente são suaves e regulares e um elemento de fluido se move suavemente ao longo de uma linha de corrente.

2. Fluxo turbulento, aquele que em que as linhas de corrente se dividem e um elemento de fluido se move de forma aleatória, irregular e tortuosa.

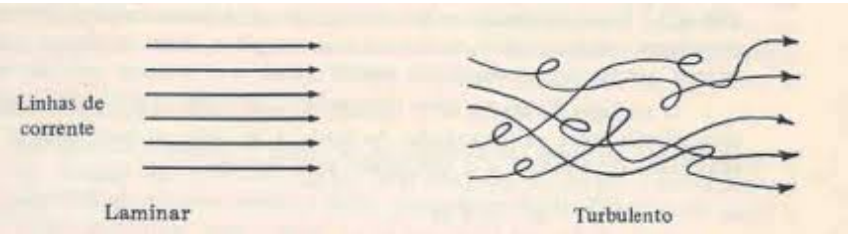


FIGURA 2.2 – linha de corrente laminar e turbulenta.

Na figura 2.2 pode-se observar a diferenciação entre fluxo laminar e turbulento através das linhas de corrente mostrada. A camada limite em uma superfície pode ser formada por fluxo laminar ou turbulento. A camada limite turbulenta é caracterizada por ser mais espessa do que uma camada limite laminar. As diferenças entre o fluxo laminar e o turbulento são drásticas e tem um impacto significativo na aerodinâmica ja que modificam o arrasto de fricção. O arrasto de fricção é altamente relacionado ao número de Reynolds e ao tipo da camada limite. Dado que o arrasto viscoso (de fricção) é proporcional ao gradiente de velocidades, sabemos que pela maior agitação do escoamento turbulento este apresenta um gradiente de velocidades maior.

A Figura 2.1 mostra o perfil de velocidade em camada limite laminar e turbulenta. Pode-se observar uma diferença entre os perfis de velocidade. Para o perfil turbulento, da borda externa até um ponto próximo à superfície, a velocidade permanece razoavelmente próximo da velocidade de corrente livre; a seguir, ela diminui drasticamente até chegar a zero na superfície. O perfil da camada limite laminar, por outro lado, diminui gradualmente até zero desde a borda externa até a superfície. Considerando o gradiente de

velocidades $(dV/dy)_{y=0}$ que é recíproca da inclinação das curvas do perfil de velocidades pode-se afirmar que:

$$\left[\frac{dV}{dy}\right]_{y=o} para fluxo laminar < \left[\frac{dV}{dy}\right]_{y=o} para fluxo turbulento \tag{2.8}$$

A inclinação do perfil de velociades é importante, pois governa a tensão de cisalhamento da parede, que representa o arrasto de fricção sobre a superfície.

Em análises do comportamento aerodinâmico de veículos aeroespaciais se procura manter grande similaridade nos números de Mach e de Reynolds entre o escoamento no túnel e o escoamento encontrado em voo do veículo, assim, considera-se que o ensaio proporcionará coeficientes aerodinâmicos mais fidedignos aos experimentados um voo real. Conforme apresentado em (PEREIRA; MORAES, 2000), no envelope de voo de um veículo espacial como o VS-40, durante o regime transônico o veículo estaria experimentando uma pressão atmosférica de 25kPa numa altitude aproximada aos 11,5 km, nesta condição de voo, o número de Reynolds é da ordem de 2x10^7 caracterizando um escoamento turbulento. Desta forma a transição da camada limite laminar para turbulenta debe ocorrer rapidamente, ainda na parte frontal do veículo. Em contrapartida, é esperado que o escoamento seja laminar sobre a maior parte do modelo nos ensaios de túnel de vento.

Para obter similaridade no comportamento do escoamento é preciso modificar as linhas de corrente de forma que, após uma região de transição, o escoamento se torne turbulento. Dado que o TTP não atingi número de Reynolds similar ao experimentado pelo veículo em voo, o processo para que transição de camada limite laminar para turbulenta em uma posição similar ao veículo em voo é induzido. Desta forma é colocada na parte frontal do modelo uma região rugosa para criar instabilidades que torne esto possível. Garantindo que a transição no modelo ocorra em uma posição mais próxima àquela do veículo em voo.

3 Descrição do aparato experimental

Neste capítulo é explicado o aparato experimental utilizado na realização deste trabalho. É apresentada a descrição técnica do Túnel Transônico Piloto TTP do IAE onde foram realizados os testes, ressaltando as suas características principais. Também é descrito o método de aquisição de pressão via tomadas de pressão PSI. Adicionalmente é apresentado o aparato experimental utilizado para medidas com a técnica PSP. Por último a técnica de visualização de escoamento *Schlieren* é descrita apresentando as informações mais importante dos aparatos utilizados para a montagem no Túnel Transônico Piloto.

3.1 Túnel Transônico Piloto

Na década de 1980 o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial DCTA preocupou-se por equipar o IAE com um túnel transônico visando dar suporte ao então estágio de desenvolvimento do setor aeroespacial do país. Para isto foi criado um grupo de pesquisadores com o objetivo de desenvolver um projeto que fosse inovador e desse ao Brasil uma instalação técnica para realizar estudos aerodinâmicos de alta velocidade e que atendesse aos requisitos da indústria para as décadas futuras. Foi assim que em 1989 o grupo de pesquisadores do DCTA em conjunto com a empresa *Sverdrup Technology Inc.*, de Tennessee, EUA, especialista em projetos de túneis de vento, desenvolveu o projeto básico do túnel transônico Industrial. Este projeto visava um túnel com seção de testes de 2,0 x 2,4 m, faixa de número de *Mach* de 0,3 a 1,4, com circuito fechado pressurizado de 0,5 a 3,0 bar e potência total instalada de 70 MW.

O projeto do túnel industrial apresentava entre outras a inovação de utilizar injeção de ar comprimido a alta velocidade através de bicos injetores (acionamento intermitente) juntamente com um sistema convencional de potência por um compressor principal (acionamento contínuo) para aumentar o envelope de operação do túnel (FALCÃO FILHO ; MELLO, 2002).

Na época o valor estimado para a realização do Túnel Transônico Industrial era da ordem de 100 milhões de dólares mas com o fim de simular em escala menor, na prática, o acionamento contínuo juntamente com o acionamento intermitente dos injetores no

circuito foi construído um túnel em escala 1/8 do túnel industrial conhecido como Túnel Transônico Piloto TTP, em funcionamento até hoje na Divisão de Aerodinâmica (ALA) do IAE. A figura 3.1 mostra uma vista geral do circuito aerodinâmico do túnel na qual pode-se observar as bases de concreto que suportam o túnel e a estrutura metálica (em cor cinza) que permite abrir a câmera plena para ter acesso à seção de testes.

FIGURA 3.1 – Vista Parcial do Circuito Aerodinâmico.

O Túnel Transônico Piloto foi construído em 1997 com recursos do Ministério da Aeronáutica da ordem de 3 milhões de dólares e foi posto em operação em 2002. Apesar do TTP ser uma instalação com uma seção de testes pequena (largura de $0,30m$, altura de $0,25m$ e comprimento de $0,81m$) é de grande importância por ser o único túnel transônico na América do sul. O TTP apresenta as mesmas características do túnel industrial permitindo atender a necessidades de ensaios aerodinâmicos em alta velocidade para geometrias simplificadas, como perfis aerodinâmicos e modelos de veículos de sondagem, prevendo configurações e economizando etapas no desenvolvimento de modelos novos. Na Tabela 3.1 as características principais do Túnel Transônico Piloto são apresentadas.

TABELA 3.1 – Características Principais do TTP

Dimensões da Seção de Testes	0,25 x 0,30 x 0,81 m
Faixa de número de *Mach*	0,2 a 1,3
Pressurização do circuito	0,5 a 1,2 bar
Circuito fechado.	
Operação contínua por compressor axial de $830kW$ de potência.	
Operação intermitente com uso de injeção por 30 segundos (mínimo).	
Seção de testes com paredes fendidas com até 5% de área aberta e sistema de evacuação da câmara Plena.	
Controles automáticos de velocidade, pressão, temperatura e umidade na seção de teste.	
Ensaios de forças e momentos estáticos, distribuição de pressões e sistema de visualização por *Schlieren*.	
Controle e aquisição de dados via plataforma LabView.	

A Figura 3.2 apresenta o envelope de operação do TTP com sua capacidade em termos das condições de pressão de estagnação e número de *Mach* na seção de testes. Pode-se observar que no caso do TTP a injeção não oferece um ganho significativo uma vez que o envelope pode ser atingido quase totalmente só com o uso do compressor principal operando em regime permanente, contudo a implementação da injeção no túnel é justificada para testar o funcionamento conjunto com a operação do compressor principal (FALCÃO FILHO ; MELLO, 2002). Como pode-se observar o TTP tem a capacidade de operar em diversas condições de escoamento, e estas condições são limitadas por diversos fatores como se observa no envelope. O TTP possui grande flexibilidade quanto ao número de *Mach*, mas com restrição da pressão de estagnação que faz com que a taxa de variação do número de *Reynolds* não seja muito grande (de 0 até 0,50 milhões).

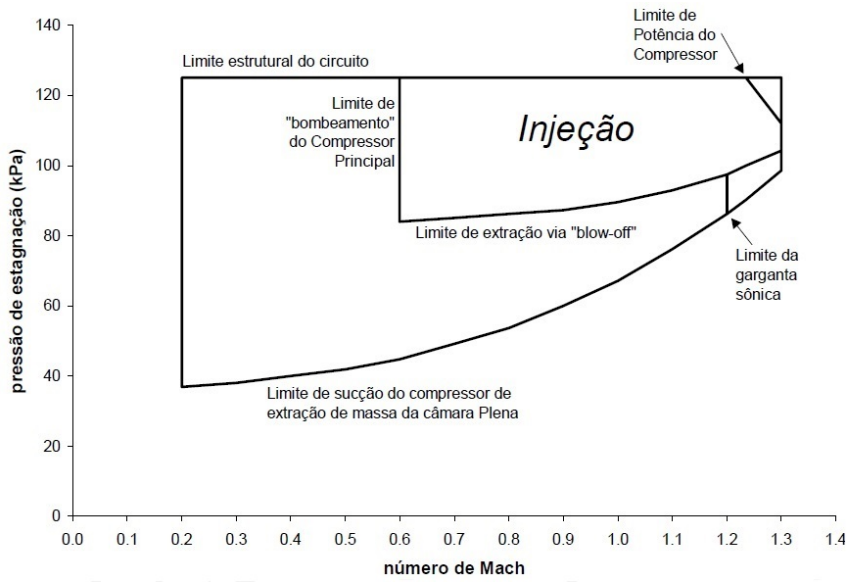


FIGURA 3.2 – Envelope de Operação do TTP.

Num projeto de túnel de vento o objetivo mais importante a atingir é o número de *Mach* na seção de testes. Para este propósito o Túnel Transônico Piloto conta com vários sistemas que combinados são utilizados para obter o Número de Mach desejado. O túnel conta com sistemas automáticos de controle de pressão total na seção de testes de 50 kPa a 125 kPa (que inclui o controle de extração de massa pelas fendas da seção de testes), sistema de controle de temperatura total, umidade (até ponto de orvalho -40°C), e o sistema de controle da injeção e exaustão ("blow-off") para simular condições estáveis de número de *Mach* (de 0,2 a 1,3) e número de *Reynolds*, relativos às condições na seção de testes. No TTP a região além da curva de limite de potência do compressor é que representa um ganho em termos do envelope de operação obtido com o sistema de injeção de ar comprimido através dos bicos.

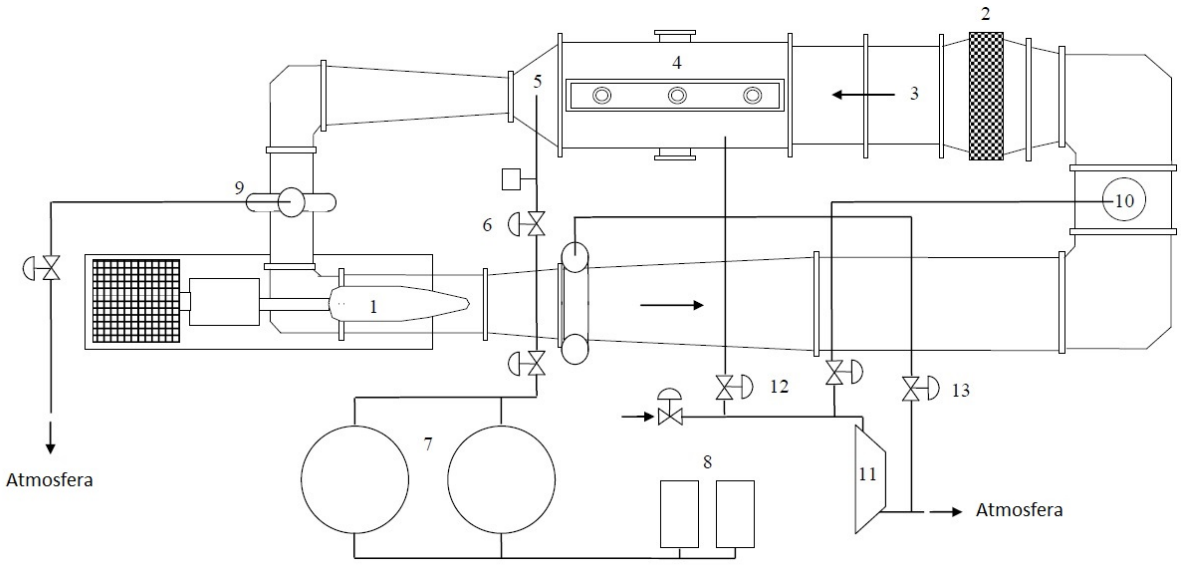


FIGURA 3.3 – Diagrama Ilustrando os Principais Componentes do TTP.

O Túnel Transônico Piloto possui duas configurações possíveis de se realizar ensaios, com o circuito aerodinâmico aberto ou fechado. Na configuração aberta, é possível realizar os ensaios intermitentes usando unicamente o sistema de injeção. No presente trabalho os ensaios foram realizados com o circuito aerodinâmico fechado, onde é utilizado o compressor principal para realizar ensaios de forma contínua. A Figura 3.3 apresenta os principais componentes do TTP na configuração utilizada. Nela estão indicados os componentes mais importantes como: compressor principal (1), trocador de calor (2) seguido da câmera de tranquilização (3) e da seção de contração. A seção de testes do túnel é envolvida pela câmera plena (4), que exerce um papel importante no controle da pressão e da extração de massa pela paredes com fendas do túnel transônico. A câmera plena também abriga a primeira garganta, os flapes, a segunda garganta e a seção de injetores (5). Após os injetores, segue o difusor de alta velocidade. Entre as esquinas, após a região da injeção, está instalada a seção de exaustão da injeção ("blow-off") (9). Como descrito anteriormente, o túnel possui um sistema secundário de alimentação por injeção. Este

sistema gera ar comprimido a uma pressão de 40 bar, que é armazenado em 2 reservatórios de ar de $10m^3$ cada (7), garantindo um tempo de operação mínimo de 30 segundos. O controle do fluxo de massa desejado e realizado por meio da válvula de controle da injeção (6), que direciona o fluxo de massa para os bicos injetores. Maiores detalhes sobre a teoria e o funcionamento dos injetores instalados no TTP podem ser encontrados em (GOFFERT *et al.*, 2008) e (FALCÃO FILHO ; MELLO, 2002).

3.2 Técnica de Tinta Sensível A Pressão PSP

A seguir é apresentada uma descrição do princípio físico da técnica PSP e aspectos considerados importantes.

3.2.1 Princípio físico

A técnica de Tinta Sensível à Pressão (PSP) consiste na utilização da uma tinta especial, que possui na sua base uma dispersão de moléculas fotoluminescentes sensíveis ao oxigênio, conhecidos como luminóforos. O modelo é pintado com uma camada desta tinta permeável ao oxigênio para encontrar o campo de pressão (BELL *et al.*, 2001) e (MOSHASROV *et al.*, 1998). Uma fonte de luz de excitação de comprimento de onda e intensidade característicos excita as moléculas da tinta para um estado de alta energia. Para que as moléculas voltem ao seu estado fundamental pode ocorrer dois mecanismos: (1) radioativo, doravante chamado luminescência, onde a emissão de luz se produz num comprimento de onda superior ao dos fótons da fonte de radiação, (2) não-radioativos onde a transferência de energia ocorre através de colisão com moléculas de oxigênio, este último conhecido como desativação pelo oxigênio (*oxigen quenching*). O oxigênio, nesse processo, é denominado agente desativador. O balanço que ocorre entre esses processos resulta na diminuição da intensidade de luz emitida. A diferença na intensidade das moléculas fotoluminescentes varia para diferentes concentrações de oxigênio que por sua vez varia com a pressão. Assim a técnica PSP por meio da desativação da luminescência pode ser usada para determinar a pressão no modelo de estudo (ZARE-BEHTASH *et al.*, 2009) e (BASU *et al.*, 2009). A Figura 3.4 apresenta esquematicamente o processo sofrido pelas moléculas da tinta PSP.

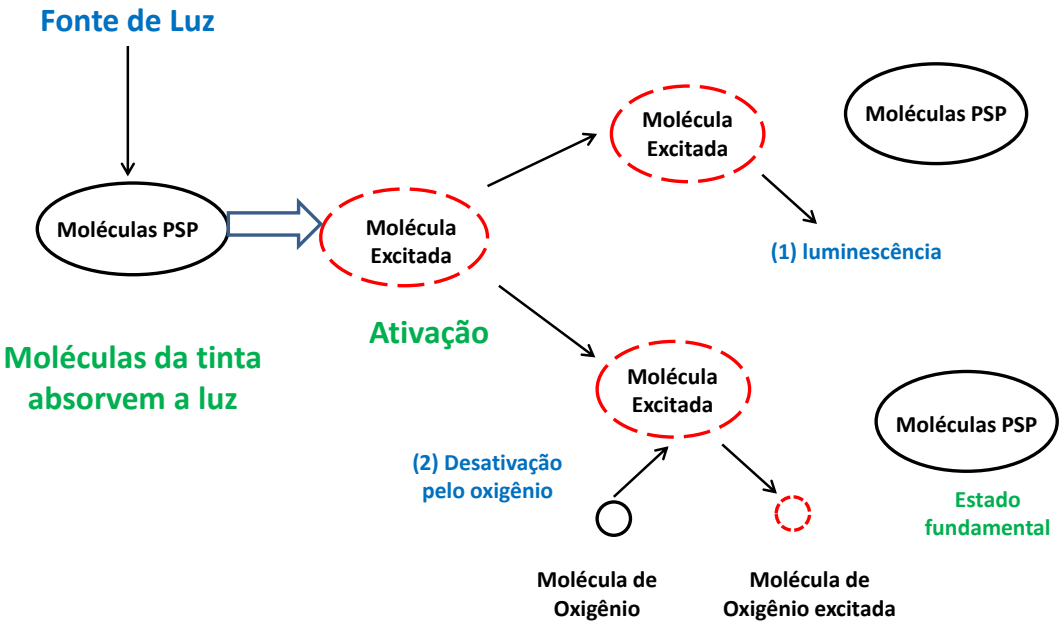


FIGURA 3.4 – Ativação das Moléculas da Tinta Utilizada na Técnica PSP.

A camada de tinta é composta por moléculas luminescentes e um material composto polimérico, tornando-se em uma tinta especial que pode ser aplicada a uma superfície do modelo aerógrafo. Ao aplicar a tinta sobre a superfície do modelo se cria uma camada com moléculas luminescentes. Além de a tinta possuir os luminóforos, a matriz polimérica apresenta duas caraterísticas importantes: imobilizar os luminóforos da tinta e permitir a penetração de moléculas de oxigênio, permitindo que o oxigênio seja difundido na matriz da tinta para interagir com os luminóforos fazendo com que a quantidade de fótons emitidos pela tinta diminua. A liga de polímero além das características mencionadas anteriormente é o ingrediente da tinta luminescente usada para aderência da tinta na superfície de interesse. Um bom composto polimérico deve ser robusto o suficiente para suportar as forças de fricção nas superfícies de modelos aerodinâmicos e outras forças atuantes na superfície do mesmo. E também, deve ser de fácil aplicação em superfícies de maneira suave, uma fina película de fácil reparo. Uma boa liga polimérica para aplicações PSP deve ter alta permeabilidade ao oxigênio além de ser robusta e de fácil aplicação (LIU *et al.*, 1997) e (GOUTERMAN, 1997).

O arranjo necessário para a implementação da técnica PSP é composto essencialmente de uma fonte de iluminação, filtros ópticos, fotodetectores e unidades de processamento e aquisição de dados. Na atualidade para a implementação da técnica PSP em ensaios aerodinâmicos o sistema de câmeras CCD para tintas luminescentes é o sistema mais comumente usado. Uma figura ilustrativa desse sistema é apresentado na Figura 3.5.

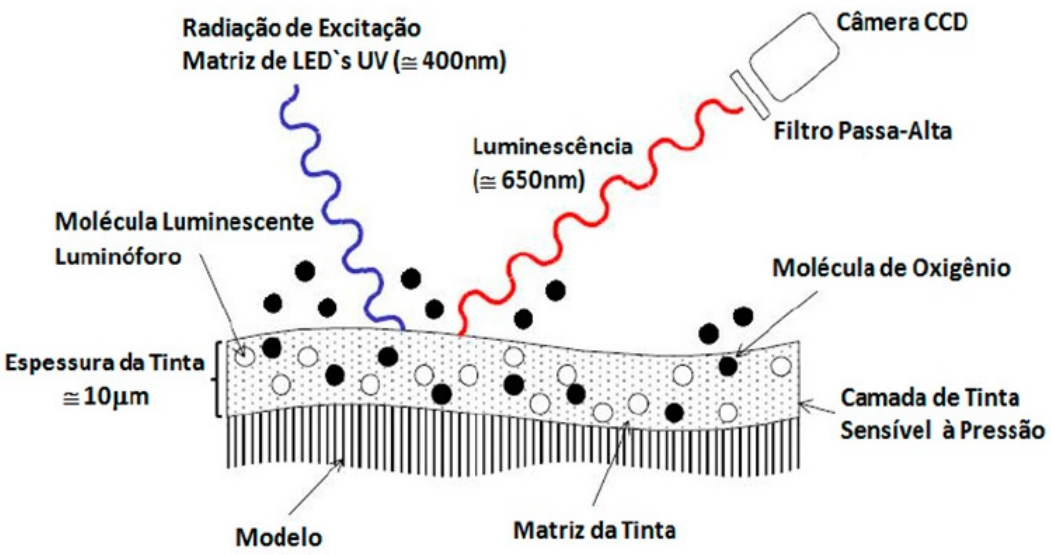


FIGURA 3.5 – Esquema para Implementação da Técnica PSP (ISSI, 2012).

Na Figura 3.5 é apresentado o esquema de funcionamento da técnica PSP. Em primeiro lugar a superfície é revestida com a tinta, em seguida a superfície é iluminada pela fonte de excitação causando a emissão de luminescência feita pelos luminóforos da camada de tinta caracterizados, como se pode observar na figura, por um comprimento de onda maior que o da fonte de excitação. A superfície é fotografada através de um filtro passa alta utilizando uma câmera CCD de grau científico, o qual separa a iluminação da emissão realizada pelas moléculas luminescentes. Assim, a distribuição de intensidade luminescente é gravada, armazenada e com a utilização da calibração prévia é possível determinar a pressão na superfície.

Infelizmente, a distribuição da intensidade luminescente não é só função da pressão parcial de oxigênio. Na realidade a luminescência da superfície varia com a intensidade de iluminação, a espessura da camada de tinta e da distribuição das moléculas luminescentes presentes na tinta PSP. Assumindo que estes parâmetros não variam com o tempo, pode-se eliminar o efeito da não uniformidade espacial tomando uma relação da imagem na condição do ensaio (*Wind-on*), e uma imagem tomada numa condição de referência conhecida (*Wind-off*). Com estas duas imagens e junto com a unidade de processamento de dados é possível fazer a relação e poder assim suprimir o efeito da variação da intensidade de iluminação e da espessura da tinta que possa afetar a acurácia dos resultados obtidos.

Por ser uma técnica que se baseia na medição de pressão absoluta, a sua eficiência é maior em ensaios em túneis de vento transônico e supersônicos, caraterizados por ter diferenciais de pressão muito mais elevados do que os encontrados em ensaios aerodinâmicos

a baixa velocidade (BELL *et al.*, 2001).

Para que o PSP seja uma técnica de medição de pressão de superfície válida, a tinta deve ser sensível o suficiente para capturar os gradientes de pressão sobre a superfície do modelo. Além disso, a tinta PSP tem que ter uma resposta em frequência alta o suficiente para resolver as flutuações de pressão instável na superfície do modelo de teste. No passado, muitos esforços faram feitos em investigar o tempo de vida de diferentes formulações de luminóforos aumentando a permeabilidade ao oxigênio da camada de ligante. O tempo de resposta de PSP foi encontrado ser dependente do tempo de vida do decaimento luminescente e a escala de tempo de difusão de oxigênio dentro do ligante da tinta (GREGORY; SULLIVAN, 2006) e (WINSLOW *et al.*, 2001). Como mencionado anteriormente, o mecanismo básico por trás da técnica PSP pode ser resumido como um processo em que as moléculas de sensores (luminóforos) são exitadas para um estado de energia elevado, quando iluminados com uma fonte de luz num comprimento de onda apropriado. Este processo conhecido como luminescência pode ser descrito pelo diagrama de níveis de energia de Jablonski apresentado na Figura 3.6.

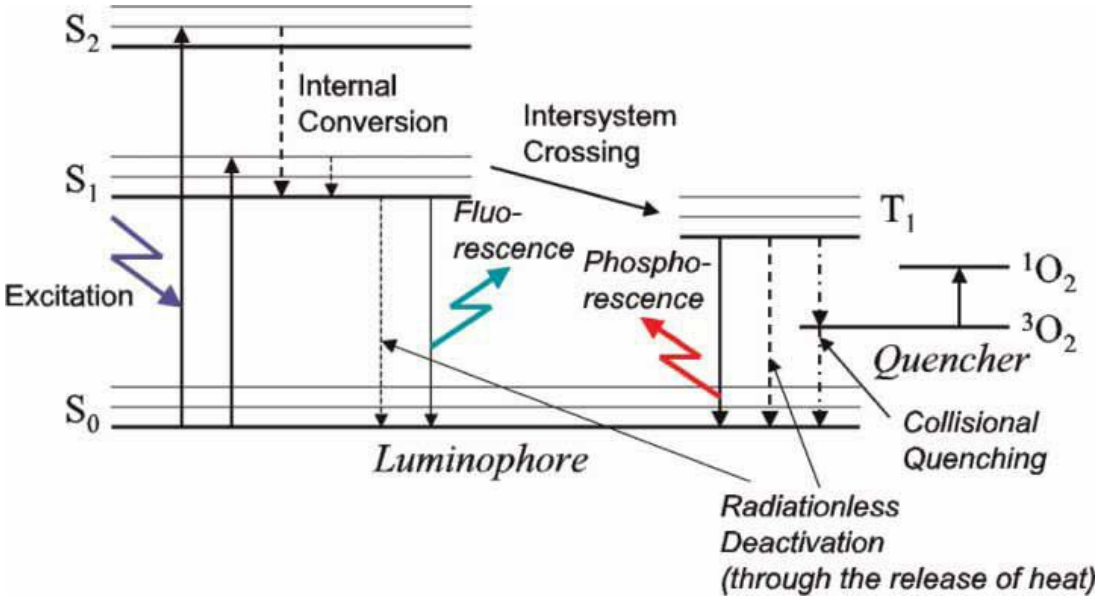


FIGURA 3.6 – Diagrama Jablonski de níveis de energia para o processo de luminescência.(GREGORY *et al.*, 2008).

A Figura 3.6 apresenta na vertical os níveis de energia de cada estado de excitação das moléculas de luminóforos, acima do estado fundamental S_0. Em cada estado diferente de energia da molécula os elétrons são dispostos em combinações de órbitas eletrônicas e de orientações de *spins* diferentes, onde os estados são divididos em um sistema singleto (por exemplo, S_0, S_1, S_2) e um sistema tripleto (T_1, T_2), que representam as diferentes orientações do *spin* (FANG *et al.*, 2011).

As moléculas de luminóforos excitadas retornam ao seu estado eletrônico fundamental através de uma combinação de processos radioativos e não radioativos. O processo

radiativo é chamado de Luminescência que é um termo geral usado para Fluorescência e Fosforescência. A Fluorescência é caracterizada pela emissão de fóton no decaimento entre estados com mesma orientação do *spin*, por exemplo, do estado singleto S_1 para S_0. A Fosforescência é um processo de perda de energia que ocorre se a orientação do *spin* dos níveis iniciais e finais de energia são diferentes, por exemplo, do estado tripleto T_1, para o estado singleto S_0.

Processos não radioativos incluem transferência de energia e desativação pelo oxigênio (*oxigen quenching*). O principal mecanismo fotofísico na técnica PSP é a desativação pelo oxigênio, em que a energia das moléculas do luminóforos em estado elevado é transferida para as moléculas de oxigênio circundantes. É um processo de colisão que depende do contato entre essas moléculas e consequentemente da concentração do agente desativador (oxigênio), responsável pela absorção da luminescência emitida pela tinta, e de sua capacidade de difusão no meio (matriz da tinta). Desse modo, a intensidade da luminescência é reduzida com o aumento da concentração de oxigênio. Devido a essa desativação pode-se relacionar a intensidade da luminescência com a pressão na superfície do modelo.

3.2.2 Método do tempo de vida

Este método baseia-se na resposta do tempo de vida da luminescência para uma fonte de excitação (MCLACHLAN; BELL, 1995). Um diagrama esquemático desta técnica é mostrado na Figura 3.7 para a variação de um único pulso de luz utilizando o método do tempo de vida (*life time method*). Os luminóforos presentes na camada de tinta PSP são exitados para um nível de energia mais alto por um único pulso de iluminação. A luminescência gerada é recolhida por um fotodetetor dentro de um intervalo de tempo muito curto, de t_3 para t_4. Fonte típicas de excitação incluem arranjos LED ou laser de alta potência. Durante este curto pulso de iluminação duas imagens são adquiridas: a primeira imagem é tomada durante o pulso de iluminação (t_1 - t_2) e a segunda é obtida durante o decaimento da luminescência.

De acordo com a Figura 3.7, o *gate 1 (G1)* serve como o estado de referência, dado que é relativamente insensível à pressão, e *gate 2 (G2)* é sensível à pressão, uma vez que é adquirida quando a tinta está no processo de retorno ao estado fundamental. O tempo de programação dos *gates* é otimizado de tal forma que a sensibilidade à pressão é maximizada, mantendo um sinal de ruído *signal-to-noise - SNR* favorável. Através da aplicação de uma calibração para a relação dos dois *gates* a distribuição da pressão na superfície pode ser obtida.

A principal vantagem do método do tempo de vida (*lifetime*) num único pulso de luz é a minimização de fotodegradação, já que todos os dados necessários podem ser obtidos dentro de uma curta exposição de luz de excitação. Teoricamente, todas as informações

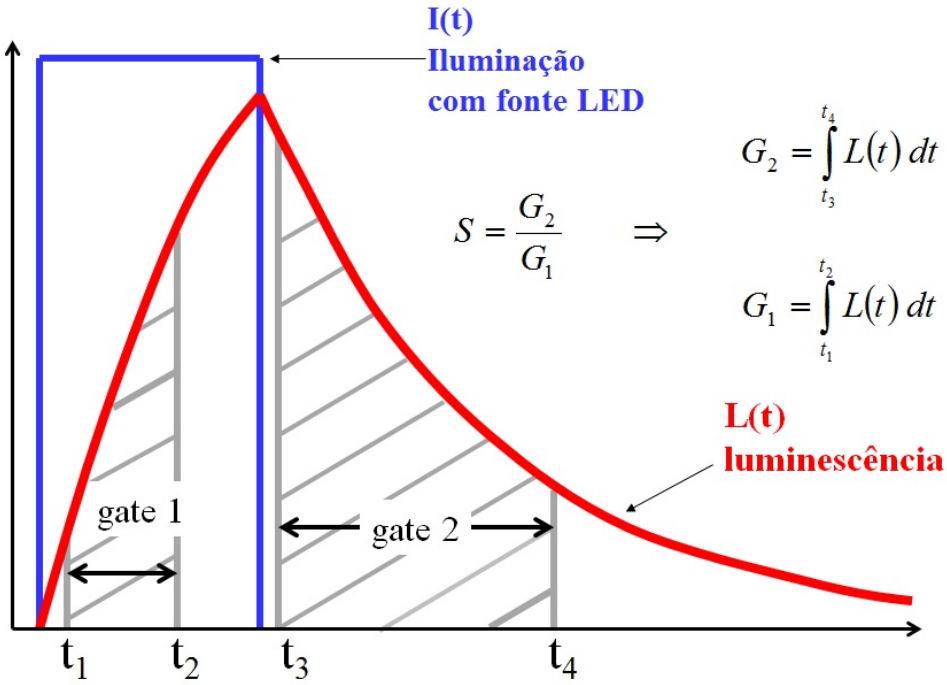


FIGURA 3.7 – Representação do tempo de vida.

de pressão podem ser obtidas a partir da relação dos dois *gates* dentro de uma curva de decaimento, uma vez que o tempo de vida da tinta sob uma pressão e temperatura constante e a temperatura devem permanecer constantes em cada ponto no modelo.

No entanto, demonstrou-se que uma das principais fontes de erro nas medições de pressão à base do método do tempo de vida é devido a variação de pixel a pixel da calibração da tinta e a variação da temperatura ao longo da superfície do modelo (GOSS *et al.*, 2005) e (GOSS *et al.*, 2000). Apesar da fonte de ruído na imagem obtida em *G1* não ser clara, tem sido demonstrado que, uma relação com a imagem *vento-off* pode ajudar a eliminar este ruído.

3.3 Métodos de Visualização de Escoamento

Visualização de escoamentos é a ciência destinada ao aperfeiçoamento e aproveitamento de métodos responsáveis por tornar visíveis fenômenos ou propriedades relativas ao movimento dos fluidos. Fundamentalmente, a visualização de escoamentos converte grandezas físicas em imagens que possam ser capturadas, para futuro estudo. A obtenção de imagens de um escoamento, contudo, não revela algo único e definitivo. Portanto, as informações que podem ser obtidas de uma imagem dependem grandemente da qualidade técnica e da experiência do analista no estudo de escoamentos correlacionados. Outro fator importante é o conhecimento das técnicas usadas na geração e captura das imagens

por parte de quem as interpreta, pois, essa informação prévia ajudará para um diagnóstico mais simples e confiável. Historicamente, diversos estudos relativos à Dinâmica dos Fluidos e uma multiplicidade de técnicas de visualização de escoamentos, com diferentes graus de aprimoramento, têm sido desenvolvidos e descritos na literatura. Ainda na Renascença o estudioso Leonardo Da Vinci (1452-1519), ao reflexionar sobre o movimento dos fluidos, valeu-se amplamente da visualização de escoamentos e deixou para as futuras gerações um acervo de esboços e manuscritos retratando ondas de superfície, ressaltos hidráulicos, jatos livres, esteiras de corpos rombudos e vários outros tipos de escoamentos. Já no século XX, Osborn Reynolds (1842-1912) colaborou grandemente para o entendimento destes tipos de escoamentos com um experimento que possibilitou delimitar a transição do regime laminar para o turbulento dentro de um tubo (MANSUR; VIEIRA, 2014).

A temática do escoamento seguiu sendo abordada no século XX por conceituados jornais e autores que publicaram trabalhos evidenciando a visualização numérica ou experimental de escoamentos para embasar a análise de problemas físicos. Neste âmbito, as obras de Merzkirch (1974), Van Dyke (1982) e Yang (1989) destacam-se, principalmente, devido à clareza da exposição de alguns fenômenos. Os métodos de visualização de escoamento foram sempre importantes para os estudos de escoamentos turbulentos e transitórios e contribuíram para esclarecer importantes enigmas fenomenológicos relacionados a estes tipos de escoamentos. As técnicas de visualização de escoamento foram extremamente úteis para o estudioso Ludwig Prandtl (1875-1953), que formou o conceito de Camada Limite. Com o auxílio da visualização de escoamento, fenômenos estudados anteriormente por Cenek Strouhal (1850-1922) e John William Strutt (1842-1919) foram posteriormente explicados por Theodor von Kármán (1881-1963), que esclareceu sobre a esteira de vórtices alternados que se forma a jusante de cilindros. Stephen Kline (1922-1997) observou o bombeamento induzido por instabilidades parietais *(bursting)* e verificou que este forma um importante mecanismo de produção e transporte de energia cinética turbulenta em escoamentos do tipo camada limite.

3.3.1 A Técnica *Schlieren*

Em estudos de aerodinâmica experimental um dos fatores mais importante para a compreensão dos fenômenos físicos envolvidos é a visualização do escoamento ao redor e sobre o corpo de estudo. Existem diferentes técnicas de visualização de escoamento utilizadas nos ensaios em túneis de vento. Técnicas de visualização com óleo ou usando tufos são técnicas específicas para visualizar o comportamento do fluido sobre a superfície do modelo. Técnicas de visualização como a técnica PIV *(Particle image velocimetry)*, técnica *Schlieren* e a utilização de fumaça, são métodos usados para visualizar o escoamento ao redor do corpo. Dependendo do caso a ser estudado e das instalações do túnel

de vento é necessário saber escolher e implementar a técnica apropriada às necessidades. No pressente trabalho a técnica PSP é usada para obter resultados quantitativos sobre a superfície do modelo, enquanto a técnica *Schlieren* é utilizada para conseguir um maior entendimento do comportamento do fluido ao redor do modelo.

O método *Schlieren* se baseia na visualização de escoamento a partir da diferença da intensidade luminosa em função do gradiente da densidade local do escoamento. A palavra alemã *schliere* indica uma heterogeneidade local num meio transparente específico, o que irá causar uma deflexão desigual da luz, conforme apresentado na Figura 3.8. Portanto, a palavra *schliere* vem sendo utilizada para nomear alguns dispositivos ópticos que possibilitam a visualização qualitativa e a medição quantitativa do grau de deflexão. De acordo com a técnica Schlieren, os raios de luz são "dobrados" quando se deparam com as modificações na densidade do fluido (MERZKIRCH; WOLGANG, 2012).

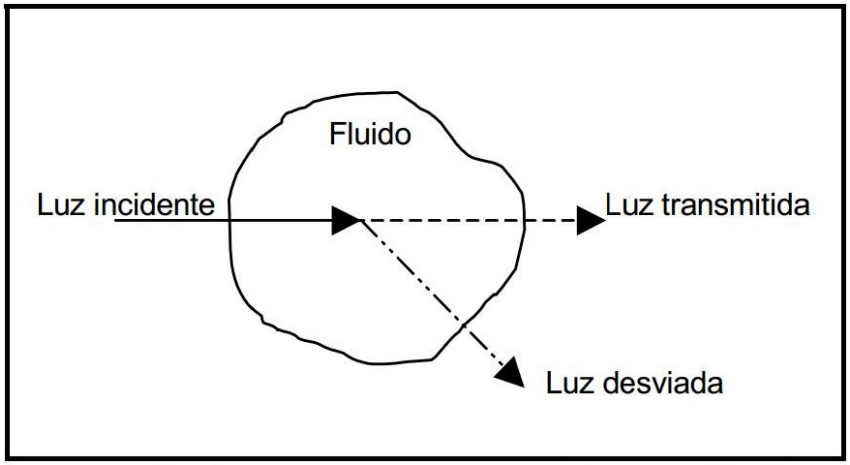


FIGURA 3.8 – Interação da Luz com o Fluxo de Fluido.

A técnica *Schlieren* tem sido frequentemente utilizada em laboratórios termodinâmicos e aerodinâmicos, devido à combinação de um arranjo óptico relativamente simples com um alto grau de resolução. A técnica *Schlieren* propicia um estudo qualitativo e quantitativo dos fenômenos que ocorrem na Dinâmica de Fluidos, podendo, assim, ser utilizada para o estudo da dinâmica que ocorre na aerodinâmica compressível (RESENDE; VILARINHO, 2005). Na técnica *Schlieren* a direção da luz é alterada, ou seja defletida, devido a um determinado comportamento óptico derivado da densidade do fluido e consequentemente as características da onda de luz que incide no escoamento é diferente da luz que sai do mesmo. A deformação ou deflexão da luz depende do índice de refração n. O índice de refração de um meio homogêneo é uma função do estado termodinâmico, mais frequentemente de sua densidade ρ. Com a alteração do ângulo de refração se permite que se obtenham resultados ópticos que visualizam o comportamento do escoamento, ou de um modelo diante do escoamento, nas condições do ensaio. Para $n=1$ estas grandezas

estão relacionadas por meio da Equação de *Gladstone* (JENKINS; WHITE, 1975).

$$\rho = \frac{n-1}{c} \tag{3.1}$$

A densidade ρ varia ligeiramente o comprimento de onda da radiação luminosa que o atravessa, possuindo valor específico para cada gás. A constante de *Gladstone* c está relacionada a um índice de refração padrão n_0 pela expressão:

$$n - 1 = \frac{\rho}{\rho_0}(n_0 - 1) \tag{3.2}$$

onde

$$c = \frac{1}{\rho_0}(n_0 - 1) \tag{3.3}$$

Se é Y considerado como sendo a direção na qual o gradiente de densidade é produzido por uma diferença de temperatura ou pressão, pode-se calcular $\delta\rho/\delta y$ levando-se em conta que para um gás ideal à pressão constante:

$$\rho = \frac{p}{RT} \tag{3.4}$$

Assim pode-se obter:

$$\frac{\delta T}{\delta y} = -\frac{T}{n_0 - 1}\frac{\rho_0}{\rho}\frac{\delta n}{\delta y} \tag{3.5}$$

Esta expressão a qual se aplica ao processo de *Schlieren* evidencia de maneira simples a relação entre o gradiente de temperatura e a variação do índice de refração do meio considerado. Para o caso de fenômenos nos quais a variação do índice de refração é induzida por gradiente de pressão, a expressão anterior pode ser modificada levando-se em consideração que para um processo adiabático em um gás ideal, a pressão, temperatura e densidade estão relacionadas por:

$$p\left[\frac{1}{\rho}\right]^{\gamma} = cte \tag{3.6}$$

onde:

γ = é a razão de calores específicos do gás a pressão constante e a volume constantes.

p = pressão do gás.

Desta forma, obtém-se o gradiente de densidade originado pelo gradiente de pressão,

dado por:

$$\frac{\partial_\rho}{\partial_y} = p\frac{\gamma}{(n-1)}\frac{\partial_n}{\partial_y} \tag{3.7}$$

Esta equação revela o modo pelo qual um gradiente de pressão pode associar o índice de refração do meio sob análise.

3.3.2 Descrição do Arranjo Experimental da Técnica *Schlieren.*

A Figura 3.9 mostra uma representação esquemática padrão da técnica de visualização *Schlieren.* Na figura se observa a formação da imagem usando um arranjo convencional da técnica *Schlieren.* A vizualisação do escoamento se consegue através da diferença da intensidade de iluminação como consequência da refração do feixe de luz provocada pela variação na densidade local do fluxo.

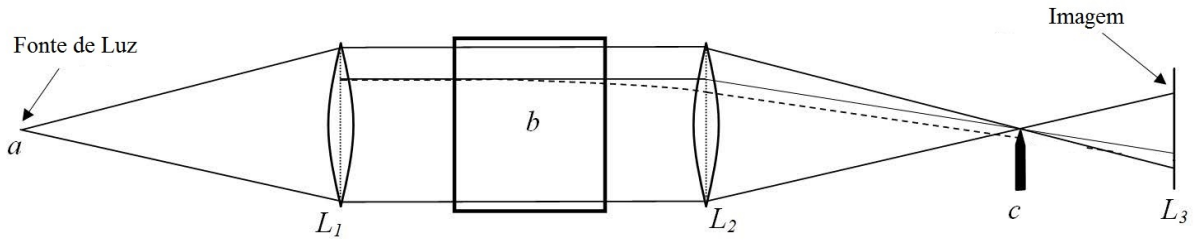


FIGURA 3.9 – Representação da Técnica *Schlieren.*

Para a formação da imagem, um feixe de luz paralelo através da seção de teste é considerado. Uma fonte de luz puntual "a" é expandida e tem o seu feixe de raios uniformemente distribuídos na região de interesse "b" por meio de uma lente parabólica L_1. Outra lente parabólica L_2 converge o feixe de raios para ser projetada em uma tela L_3 depois de passar pelo ponto focal "c" da segunda lente, onde uma "ponta de faca" é perpendicularmente posicionada para variar o contraste da imagem final. Se a região de interesse não tem nenhuma variação significativa de densidade, toda a luz a partir da fonte de "a" vai passar pelo ponto focal "c" como mostra a linha solida na figura. Se ocorrer gradientes de densidade alguns raios são refratados no interior da região de interesse desviando-o do ponto focal "c". Desta forma, a imagem formada na tela L_3 terá regiões com mais iluminação do que ouras, evidenciando a direção da variação da densidade. Esta primeira abordagem, mais simples e direita, também é chamada de *Shadowgraphy.*

Uma abordagem completa da técnica *Schlieren* consiste num sistema no qual a distribuição de luz na imagem é de algum modo modificada. Na Figura 3.9 a "ponta de faca" é localizada na distância focal da lente "c" que converge o feixe de luz após a seção de testes ajustando a passagem dos feixes de luz para obter um melhor contraste na imagem em L_3, conformando assim a técnica *Schlieren.* Para a captura da imagem formada pode

ser utilizado um plano de gravação, uma câmera digital ou até mesmo uma tela branca. Neste último caso, será necessário ter o local completamente escuro porque a fonte de luz é normalmente de baixa potência.

Um detalhe na montagem do arranjo apresentado na Figura 3.9 é que a distância focal deve ser longa, experiências mostram que a distância entre a lente L_2 e a formação da imagem L_3 deve ser o dobro da distância focal da lente. No caso do TTP por causa de limitações de espaço a montagem apresentada na Figura 3.9 não pode ser implementada nas suas instalações, à vista disso as lentes são substituídas por um arranjo de espelhos como apresentados na Figura 3.10. Os principais componentes da montagem utilizada nas instalações do TTP são:

a) Fonte de Luz Pontual.

b) Dois espelhos de diâmetro de 6 polegadas parabólicos.

c) Dois espelhos planos de diâmetro de 8 polegadas.

d) Um fio da navalha.

e) Uma câmera.

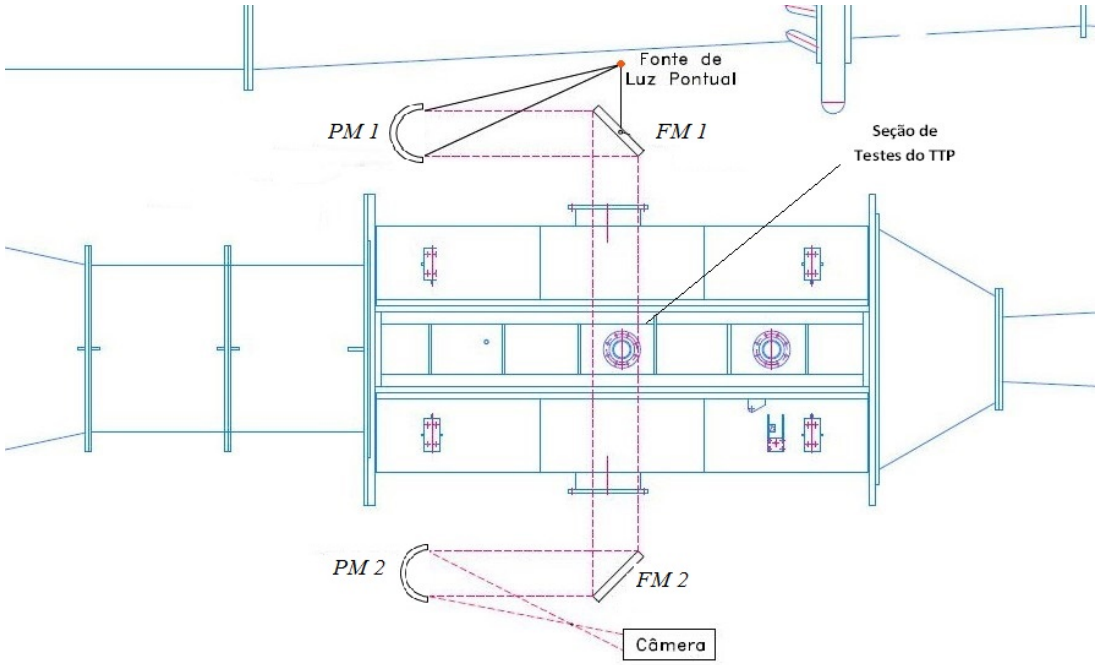


FIGURA 3.10 – Localização dos Elementos da Técnica *Schlieren* na Seção de Ensaios do TTP.

A fonte luminosa utilizada consiste basicamente de uma fonte pontual de luz branca com um feixe divergente. Esta fonte de luz tem ajustamentos básicos. Um primeiro ajuste

permite que o feixe de luz possa ser dirigido para o centro do primeiro dos dois espelhos parabólicos, e um segundo ajuste linear que permite que a fonte de luz seja posicionada no ponto focal do primeiro espelho parabólico $PM1$. Este espelho focaliza o feixe de luz em raios paralelos, que são direcionados para o primeiro espelho plano posicionado em um ângulo de 45 graus a esses raios, e que os direciona para as janelas da câmara plena da seção de teste do TTP. Deste modo o feixe atravessa as janelas da seção de testes paralelamente. O segundo espelho $FM2$ plano está posicionado no lado oposto do túnel e dirige o feixe de luz paralelo para o segundo espelho parabólico $PM2$, que recolhe e direciona o feixe de luz para a ponta de faca, onde são focados para um ponto, e finalmente a imagem é capturada pela câmera.

O emprego da técnica *Schlieren* no TTP mostrou-se ter uma montagem trabalhosa, exigindo-se que a precisão das distâncias entre cada componente fossem rigorosamente correta, pois o funcionamento da técnica depende disso. Neste trabalho não se apresentam os detalhes para poder reproduzir a montagem dos elementos utilizados na técnica *Schlieren* nas instalação do TTP. Mais detalhes da montagem usada nas instalações do TTP podem ser encontrados em (MEDEIROS, 2015).

4 Metodologia Experimental

4.1 Modelo VS-40

O desenvolvimento do veículo de sondagem VS-40 teve início na década dos 90, para testar e qualificar em voo, nas condições de vácuo, o propulsor do quarto estágio do Veículo Lançador de Satélites, VLS-1. Entretanto, devido ao seu expressivo desempenho, tempo de voo em ambiente de microgravidade e grande capacidade de carga útil, estudos demostraram que ele seria promissor na condução de experimentos de grande volume e massa ao espaço. Um dos lançamentos mais importantes com o VS-40 foi realizado com proveito no experimento europeu *Sharp Edge Flight Experiment* (Shefex) em junho de 2012. O objetivo do centro espacial alemão (DLR siglas em inglês) com o experimento Shefex II foi testar tecnologias na área de materiais, controle, aerodinâmica, entre outras a serem utilizadas em futuras cápsulas espaciais para reentrada atmosférica (PEREIRA; MORAES, 2000).

Para o presente trabalho foi desenvolvido o projeto mecânico do modelo de testes na configuração sem degrau. O modelo o qual na junção da coifa e o cilindro possui um degrau foi desenvolvido pela equipe de manufatura do Instituto de Aeronáutica e Espaço. Foi de responsabilidade do autor deste trabalho realizar a análise dimensional, confecção dos desenhos em escala e análise para adaptação da balança interna. Assim como o modelo a ser utilizado, os ensaios em túnel de vento devem cumprir uma série de características para que represente da melhor forma possível o comportamento aerodinâmico do veículo real. O túnel de vento também deve proporcionar condições de escoamento controlado para que seja possível o estudo correto dos efeitos aerodinâmicos apresentados num voo real do veículo.

Neste capítulo se apresentarão os principais cuidados a ter e as dificuldades que surgem durante a concepção de um modelo próprio para análise aerodinâmica de um projeto de veículo espacial e, se apresentará o procedimento adotado na realização deste trabalho.

4.2 Análise de Similaridade

A análise dimensional é uma área da física que se interessa pela relação entre as grandezas físicas e pelas unidades de medida dessas grandezas. Em aerodinâmica experimental o objetivo principal é garantir que os resultados obtidos com um modelo em escala apresentem grandezas *similares* às apresentadas pelo veículo na sua operação real.

A análise de similaridade fornece os parâmetros que devem ser fixados no modelo (velocidade do escoamento, velocidade inicial, dimensão característica, densidade das partículas, coeficiente de arrasto etc.) de modo que as trajetórias adimensionalizadas sejam exatamente as mesmas no modelo em escala e no protótipo (instalação industrial).

Para que os valores de força e momento de um veículo de sondagem real sejam proporcionais no ensaio de túnel de vento ao modelo do ensaio, é indispensável garantir nos experimentos que o escoamento do túnel seja semelhante ao escoamento em operação real do veículo. Para isto, é necessário garantir três fatores de similaridade:

1. Similaridade Geométrica: Nesta, basicamente se garante que tanto o modelo quanto o veículo real possuam uma mesma geometria, para isto as dimensões do modelo têm que ter uma escala consistente em relação ao veículo real.

2. Similaridade Cinemática: A similaridade cinemática garante que grandezas como velocidade, aceleração e vazão possuam uma mesma direção e sentido, enquanto a magnitude tem que respeitar uma escala constante. Este fator de similaridade é de grande importância pois garante que as linhas de corrente no ensaio aerodinâmico sejam geometricamente semelhantes na operação normal do veículo.

3. Similaridade Dinâmica: Para que o ensaio no túnel seja dinamicamente semelhante ao veículo real é necessário uma igualdade na razão das forças que atuam nos fenômenos.

Estes três fatores são garantidos se os números adimensionais que caracterizam o escoamento são os mesmos para ambas as situações. Estes números são amplamente conhecidos no estudo da aerodinâmica e são obtidos adimensionalizando as equações de Navier-Stokes utilizando o teorema do π de Bukingham (FOX *et al.*, 2000). Os números adimensionais relacionam as características físicas do fluido. Alguns dos números adimensionais resultantes são:

$$Reynolds = \frac{F.Inércia}{F.Viscosas} Re = \frac{\rho V L}{\mu} \tag{4.1}$$

$$Mach = \frac{F.Inércia}{F.Elasticidade} Ma = \frac{V}{a} \tag{4.2}$$

$$Froude = \frac{F.Inércia}{F.gravedade} Fr = \frac{V^2}{gL} \tag{4.3}$$

$$Euler = \frac{F.Pressão}{F.gravidade} Eu = \frac{\Delta P}{\rho V^2} \tag{4.4}$$

Neste trabalho é considerado regime permanente onde as flutuações do escoamento não são consideradas. Em ensaios de túnel de vento para qualquer regime de velocidade se procura manter similaridade no comportamento da camada limite, assim o número de Reynolds é considerando de grande importância nos ensaios. Porém, a diferença de ensaios em túneis subsônicos para túneis de vento transônicos é o efeito de compressibilidade, que é de elevada relevância. Dessa maneira, procura-se no presente trabalho manter também a similidade do número de Mach para o modelo com o encontrado em um voo real do VS-40 no regime transônico. Garantindo a similaridade no número de Mach e no número de Reynolds os coeficientes aerodinâmicos encontrados nos ensaios refletirão os experimentados pelo veículo numa campanha de voo.

4.3 Confecção do Modelo

Como em todo trabalho experimental, planejamento e execução criteriosos são requisitos necessários para que os resultados obtidos sejam válidos. Na etapa da confecção do modelo não é diferente. Esta etapa, se feita com os cuidados necessários, evitará grandes problemas na hora de realizar os experimentos. Neste trabalho cuidados na hora de projetar o modelo são tomados, cuidados como um método de montagem fácil e que ofereçam rigidez e movimentos adequados ao modelo. Na confecção dos modelos, estes devem ser construídos com cuidado e precisão, e têm que possuir detalhes suficientes em áreas consideradas críticas para o fenômeno em validação.

Com o fim de minimizar os erros nos ensaios no TTP gerados pelos Pseudo-Efeito do número de *Reynolds* o modelo para os testes deve ter uma série de características (BINION, 1988). Cada túnel de vento tem características de instalação do modelo diferentes, e estas peculiaridades têm que estar presentes na concepção do modelo (ELSENAAR; BINION, 1989) . Com isto em mente, e intentando buscar otimizar o tempo de utilização do Túnel, procurou se que o modelo cumpra com requisitos geométricos, operacionais e de manufatura.

Geométricos: Após análise Adimensional do projeto VS-40, com a geometría característica para o modelo VS-40 foram feitos desenhos em *software* CAD com os desenhos 2D respoetando as normas para desenho técnico (Associação Brasileira de normas técnicas ABNT, 2015). A Figura 4.1 apresenta uma vista explodida do modelo com as suas 4 partes que o compõe:

1. Coifa

2. Mancal de fixação do modelo
3. Corpo Traseiro
4. Empenas

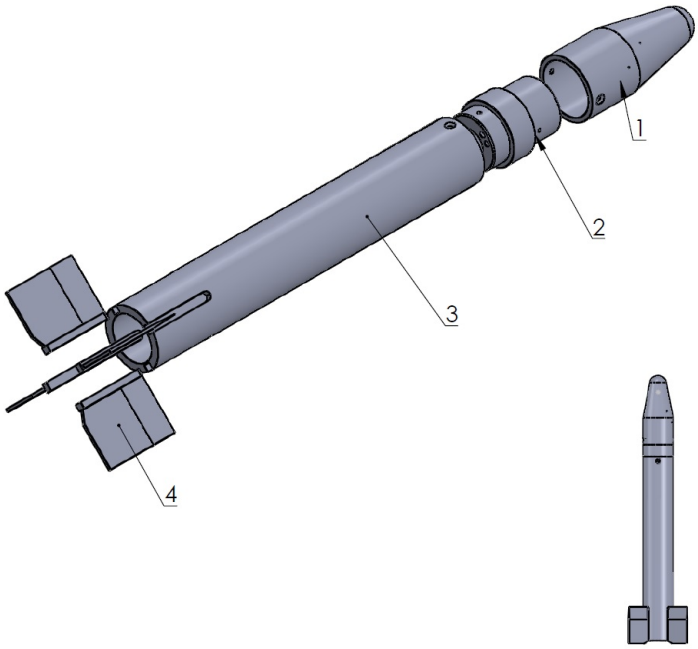


FIGURA 4.1 – Vista explodida do Modelo VS-40 sem Degrau.

. Detalhes dos desenhos podem ser visto no Anexo A.

4.4 Aparato experimental PSP

Os equipamentos empregados durante os experimentos nos quais utilizou-se a técnica PSP foram os seguintes:

1. Câmera científica de alta resolução CCD (*Charge Couple Device*).
2. Fonte LED (*Light Emmiting Diode*).
3. Gerador de pulsos.
4. Microcomputador do tipo *notebook*.
5. Programas para a aquisição de imagens e redução de dados (*ProImage* e *OMS Acquire PCO. 1600 Life*).

O arranjo e os equipamentos necessários para a obtenção de imagens PSP estão apresentados na Figura 4.2.

.

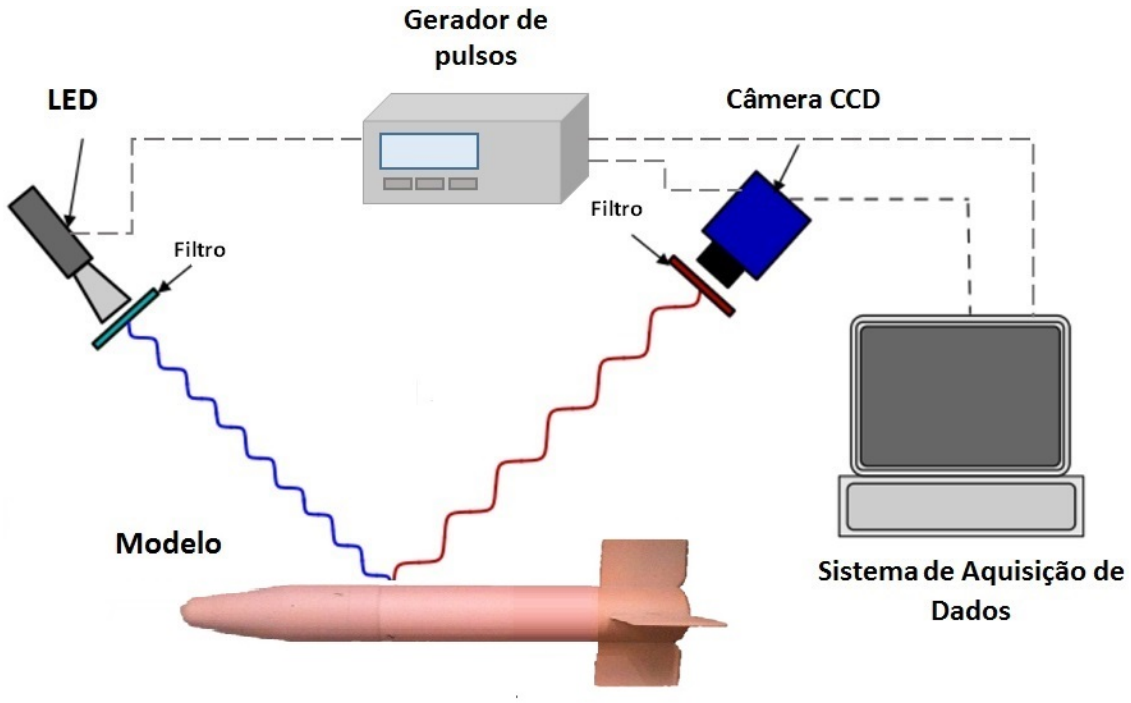


FIGURA 4.2 – Aparato Experimental da Técnica PSP.

A excitação das moléculas existentes na tinta PSP foi feita a partir de uma fonte projetada especificamente para esse tipo de experimento. A Figura 4.3 apresenta o modelo *LED LM2X-400* caracterizado por emitir ondas ultravioletas com comprimento de 400 nm. Este modelo é considerado uma fonte de iluminação estável e uniforme, portanto, ideal para a realização dos ensaios.

FIGURA 4.3 – Fonte LED LM2X-400.

.

A Figura 4.4 apresenta a câmara científica CCD de alta resolução (1600 x 1200 pixels) fabricada pela empresa *PCO AG*, modelo 1600 escolhida para a captação das imagens nos intervalos de tempo pré-determinados pelo *gate 1* e pelo *gate 2*. Este tipo de câmera

é muito utilizada nos experimentos PSP já que a sua eficiência (*quantum efficiency*) é considerada alta (GOFFERT, 2012). Para a utilização deste equipamento fez-se necessária a observação da temperatura da câmera plena no TTP, já que em elevadas temperaturas a acumulação de elétrons nos dispositivos CCD gera os *dark charge noise*, ou seja, ruídos que podem interferir negativamente e tornar a técnica PSP menos precisa caso não sejam detectadas pequenas variações de intensidade luminosa (BELL et al, 2011). A utilização da câmara deve ser feita em ambiente com temperaturas que variem de 5ºC a 40ºC, porém, é importante ressaltar que seu sistema de refrigeração interna é capaz de estabelecer temperaturas de até 50 ºC abaixo da do ambiente de instalação da câmera.

FIGURA 4.4 – Câmera CCD PCO-1600.

O gerador de pulsos (gerador-modulador de sinais digitais) é o aparelho necessário para a ativação da lâmpada tipo LED e para que o acionamento da câmara aconteça no sincronismo desejado. O modelo utilizado durante os experimentos foi o *Quantum Composer® 9614* apresentado na Figura 4.5. Para que a sincronismo seja realizado, os aparelhos são instalados nesse gerador e ele controla o tempo dos pulsos digitais. Já o controle digital do gerador de pulsos é feito por um computador, no caso deste experimento pelo microcomputador do tipo *notebook HP Compaq 6730s*. O intervalo de tempo programado para cada gate foi de 30 ms, o que significa que os pulsos ocorreram em um intervalo de 30ms do primeiro para o segundo gate. Ao final totalizou-se 16 imagens, sendo 8 de cada *gate*.

FIGURA 4.5 – Gerador de Pulsos Quantum Composer 9614.

4.4.1 Tinta Base e Tinta PSP

A tinta utilizada para a técnica PSP é também chamada de tinta sensor. Esto porque é formada por polímeros que ajudam a obtenção do campo de pressão. Uma tinta sensor típica é formada por duas camadas, que são aplicadas consecutivamente na superfície do modelo. A montagem utilizada para a pintura dos modelos é apresentada na Figura 4.6. Nesta parte do experimento, realizou-se um procedimento de sopro com a ligação de mangueiras de silicone do modelo nas linhas de fornecimento de ar comprimido, com isso, impediu-se o entupimento dos orifícios das tomadas de pressão estática e amenizou-se o aspecto de vulcão que se formaria caso houvesse exagero de tinta ao redor dos furos, o que poderia comprometer a leitura das medidas de pressão estática.

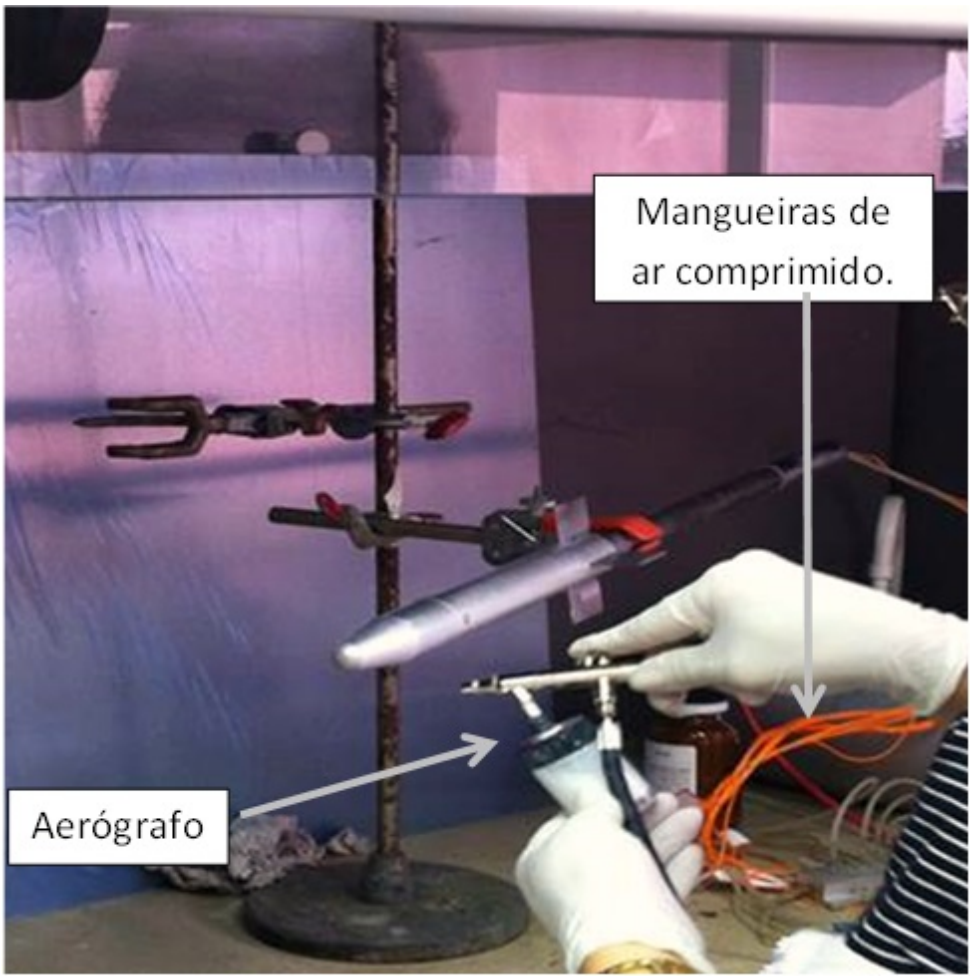


FIGURA 4.6 – Montagem para pintura do Modelo.

A cobertura do modelo é feita inicialmente por uma camada suave e uniforme de tinta base na região que será iluminada. A camada de tinta base é composta por uma tinta especial de cor branca que cria uniformidade óptica na superfície do modelo e incrementa a reflexão da luz. A aplicação de tinta base também ajuda a corrigir possíveis falhas ou rachaduras existentes além de garantir uma melhor aderência da tinta PSP posteri-

ormente. Em seguida, faz-se a aplicação da tinta PSP sobre o modelo. A tinta sensível à pressão é formada a partir da imersão de platinum tetra (*pentaurophenil*) phorphyrin (PtTFPP) em uma matriz polimérica FIB (*fluoro/isopropyl/butil*) e outros pigmentos. É importante que não seja aplicada uma quantidade exagerada de PSP, pois as camadas de tinta não devem modificar o escoamento sobre o modelo e tampouco provocar a alteração da espessura no decorrer do comprimento característico ou da rugosidade característica da camada limite do modelo. A firma norte-americana *Innovative Scientific Inc.*, fornecedora da tinta, recomenda que as quantidades de camadas não deverão ser maiores que nove. Além de evitar a modificação dos comprimentos característicos do modelo, o uso de camadas corretas de tinta garante uma dispersão adequada dos luminóforos na superfície de interesse assegurando uma correta obtenção da distribuição da pressão. impede o entupimento das tomadas de pressão existentes no compressor dedicado utilizado para a aplicação da tinta PSP.

O modelo foi pintado com a tinta PSP seguindo as instruções do fabricante, sendo aplicadas nove camadas leves. Uma camada é definida pelo movimento de ida e volta do jato de tinta em uma mesma região. Depois da aplicação da primeira camada em um lado do modelo, fez-se a rotação de 90º e realizou-se o mesmo procedimento do outro lado, completando assim a segunda camada. As rotações das superfícies fazem-se necessárias para que não haja diferentes tonalidades de coloração já que o aplicador de tintas tem distintas regulagens durante as passagens de formação de camadas. A Figura 4.7 mostra o modelo pintado com a tinta base e com a tinta PSP.

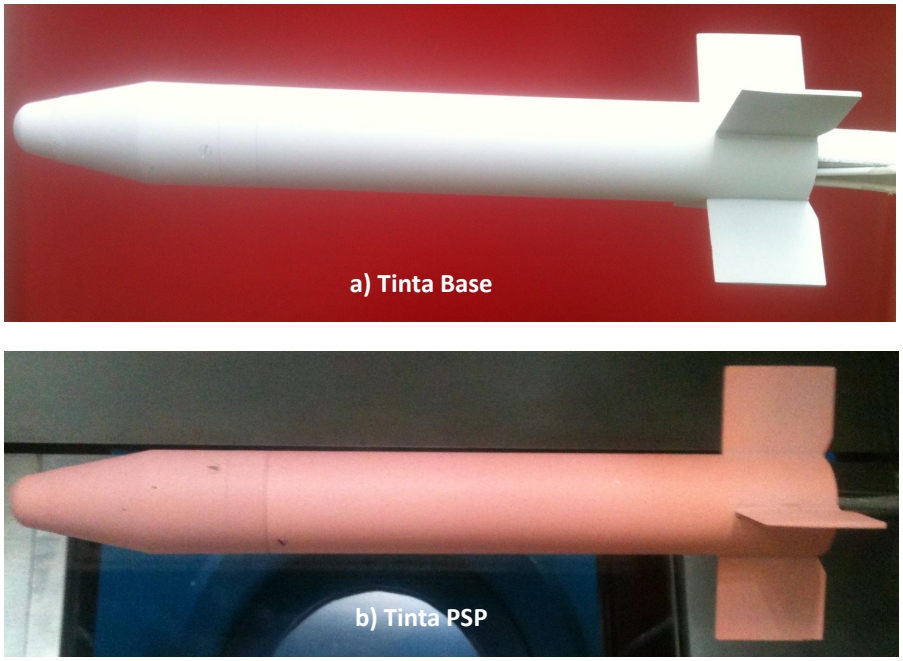


FIGURA 4.7 – Aplicação da Tinta Base e da Tinta PSP no Modelo.

4.5 Sistema de Aquisição de Pressão Via Tomadas de Pressão

Um dispositivo piezo-elétrico com 32 canais de pressão, fabricado pela empresa *Esterline Pressure Systems*©, apresentado na Figura 4.8, foi o aparelho utilizado na realização das medições de pressão na superfície do modelo. Este dispositivo é um transdutor que converte os sinais informados em volts para valores em pressão a partir de uma curva de calibração. O fabricante informa que a faixa de operação do transdutor tem pressão diferencial de ±10 psi e precisão de 0,06% ou seja, ±40 Pa. Tais dados se adequam aos gradientes de pressão descobertos nos ensaios feitos. A referência de pressão adotada durante os experimentos para o desenvolvimento deste trabalho foi relativa à pressão atmosférica ambiente.

$$p = p_{amb} - \triangle p \tag{4.5}$$

O valor absoluto da pressão em cada medida foi alcançado a partir da Equação 4.5, onde p é a pressão absoluta, p_{amb} é a pressão atmosférica ambiente e $\triangle p$ é a pressão obtida pelo módulo PSI.

FIGURA 4.8 – Módulo Piezo-elétrico de 32 Canais.

4.5.1 Calibrador do transdutor

O tempo de uso, e outros fatores, como variação de temperatura, influência de histerese etc., podem contribuir nos desvios observados nas medições feitas pelos sensores dos módulos de pressão e, para compensar essas influências, calibrações frequentes são necessárias. Em túneis de vento isto ocorre, muitas vezes, durante a campanha de ensaios (POPE; GOIN, 1965). O funcionamento dos módulos de pressão é de grande importância já que a contribuição das pressões medidas para a incerteza total dos coeficientes aerodi-

nâmicos e do número de Mach é significativa. Uma adequada calibração dos instrumentos de medida são a base para obter resultados confiáveis na execução de ensaios em túneis de vento. Na realização deste trabalho calibrações dos módulos de pressão PSI foram realizadas ao longo das campanhas de ensaios com o objetivo de aumentar a confiabilidade nos resultados e diminuir as incertezas dos mesmos. Em continuação, uma breve descrição da metodologia utilizada na calibração do sistema de adquisição das tomadas de pressão é apresentada.

A calibração do módulos de pressão PSI é baseada numa relação linear entre o sinal em volts e a pressão em Pascal como apresentada em (SOUZA *et al.*, 2010). Para a calibração, pressões conhecidas são fornecidas para o levantamento das características de calibração linear dos sensores de cada canal do módulo. Os parâmetros da modelagem matemática são avaliados empregando o método de ajuste por mínimos quadrados. Para cada valor de pressão medido em cada canal, as saídas dos transdutores de pressão são lidas n vezes e o valor médio e desvio padrão são calculados por

$$\bar{X} = \sum_{i=1}^{n} \frac{X_i}{n} \tag{4.6}$$

$$S_X = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(X_i - \bar{X})^2}{n-1}} \tag{4.7}$$

Nas Equações 4.6 e 4.7 n corresponde ao número de aquisições de leitura de saídas elétricas fornecidas pelas pontes de Wheatstone, X_i é o valor do sinal de saída da i-ésima varredura e $\bar{X}$ é o valor médio das leituras. A correlação entre os valores de pressão e os sinais de tensão emitidos pelas saídas dos transdutores de cada canal foi obtida calculando-se o quadrado do coeficiente de correlação através da Equação 4.8

$$r^2 = \left[\frac{\sum_{i=1}^{n}(X - \bar{X})(Y - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(X - \bar{X})^2 \sum_{i=1}^{n}(Y - \bar{Y})^2}}\right]^2 \tag{4.8}$$

Na Equação 4.8 X representa aos valores dos sinais elétricos de saídas das leituras e Y representa aos valores de pressão. Essencialmente a metodologia utilizada para a calibração de sensores de pressão é feita por comparação de leituras entre o transdutor e um medidor de pressão considerado como referência. Para a calibração dos transdutores usados no TTP foram realizadas duas varreduras, sendo que na primeira todos os canais do instrumento foram ligados à atmosfera e a segunda o módulo PSI é conetado a um reservatório por médio de tubos flexíveis recebendo pressão com valor previamente conhecido. A Figura 4.9 apresenta um esquema da instalação utilizada na calibração.

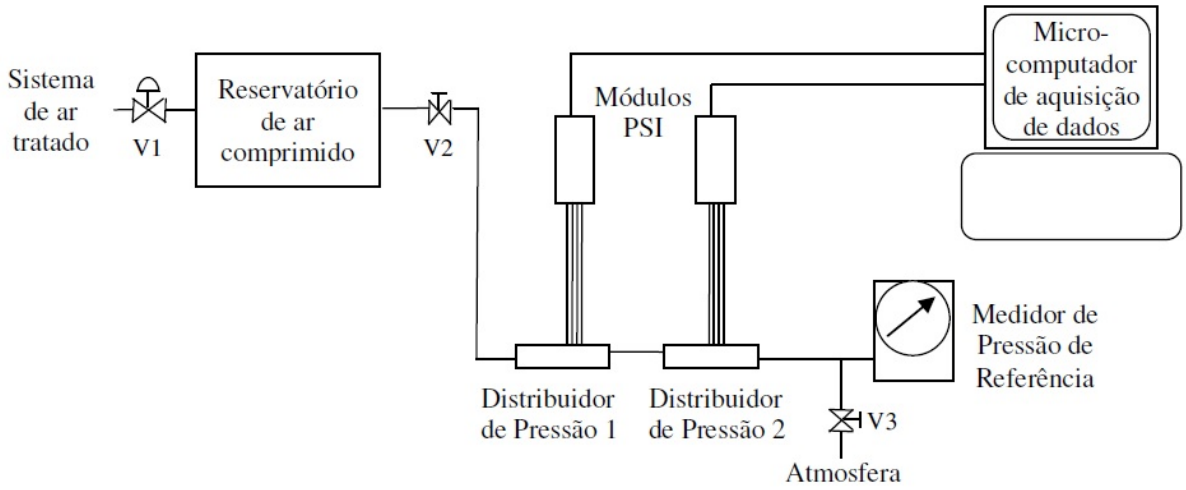


FIGURA 4.9 – Esquema do Sistema de Calibração.

O ar comprimido que é gerado no sistema de ar de serviço do TTP é enviado para o reservatório de pressão através da válvula V1. Depois que a pressão é ajustada e estabilizada, a válvula V2 é aberta para que a pressão seja fornecida a cada transdutor de pressão interno aos módulos de pressão PSI, os quais fornecem saída analógica em V para o sistema de aquisição/controle de dados. Na calibração, a pressão considerada padrão no sistema é lida pelo medidor de pressão absoluta de referência.

FIGURA 4.10 – Medidor de Pressão de Referência.

Para que houvesse uma maior precisão na curva de calibração, decidiu-se fazer cada varreduras com 100 amostras. O manômetro manual *TESTO© 521*, apresentado na Figura 4.10, foi o medidor de pressão utilizado na medição das pressões absolutas relacionadas à atmosfera e à interna do vaso de pressão (Figura 4.11). O aparelho não foi calibrado antes dos procedimentos de medição de pressão, porém, outro medidor de referência concretiza as verificações de calibração e este é periodicamente aferido. A curva de

calibração é estabelecida a partir de dois pontos: os valores dos sinais correspondentes a pressão diferencial nula e a pressão diferencial conhecida. Faz-se assim uma média simples e a curva de calibração é obtida (SOUZA *et al.*, 2010).

FIGURA 4.11 – Reservatório.

5 Resultados

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos durante a realização deste trabalho e serão discutidos os aspectos físicos mais relevantes envolvidos durante os experimentos no Túnel transônico. O capítulo está dividido fundamentalmente em duas partes que correspondem às campanhas de ensaios realizadas. Na primeira campanha se apresentam os resultados obtidos na análise para o modelo VS-40 com degrau, na segunda, resultados do estudo para do modelo VS-40 sem degrau serão apresentados. Os dados numéricos dos resultados apresentados nesta seção são apresentados no Anexo C. A Figura 5.1 apresenta um diagrama dos resultados que serão apresentados para cada uma das campanhas de ensaios.

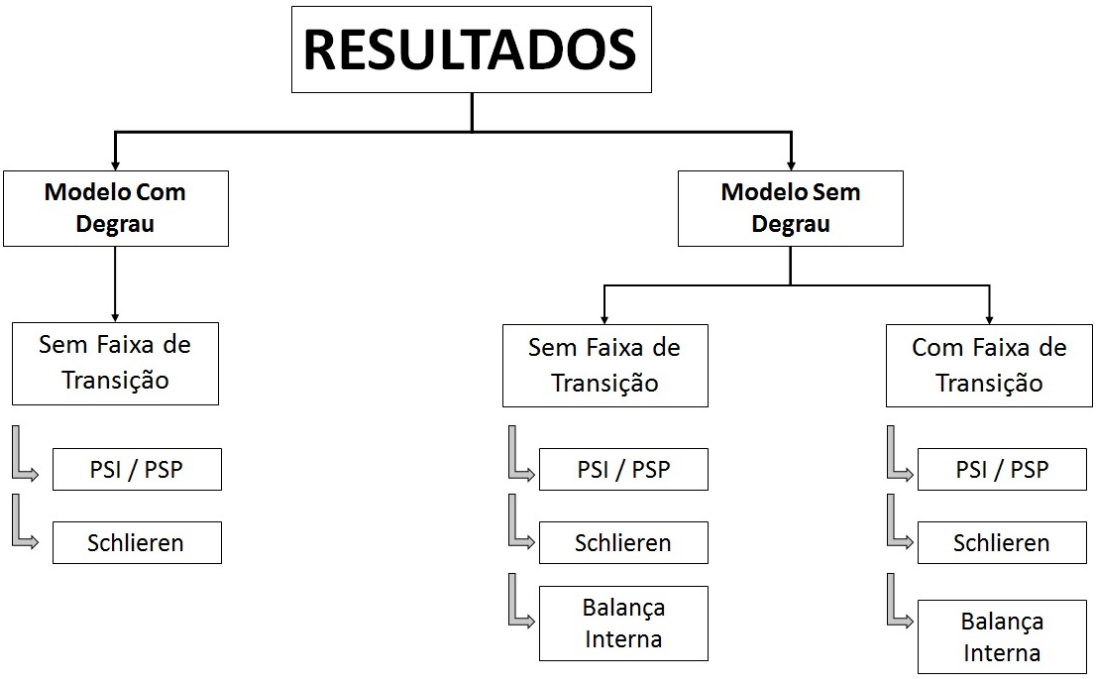


FIGURA 5.1 – Diagrama dos Resultados.

Toda a campanha de ensaios realizados com o modelo VS-40 com degrau foi feita com o modelo sem faixa de transição. Decidiu-se isto para evitar entupimento das tomadas de pressão estática presentes na região onde se iria posicionar a faixa de transição no modelo. Como se observa na Figura 5.2 as tomadas 2 e 3 estão localizadas no tronco de

cone do modelo, muito próximas do lugar onde se teria que colocar a faixa de transição. Estudos sobre os efeitos causados pela faixa de transição serão discutidos na campanha de ensaios feita com o modelo VS-40 sem degrau. Para os dois modelos serão mostradas as distribuições da carga aerodinâmica sobre o modelo usando a técnica PSP. Posteriormente, imagens obtidas com a técnica de visualização *Schlieren* apresentarão o comportamento do escoamento ao redor dos modelos para uma grande variedade de número de Mach.

O modelo VS-40 com degrau possui 15 tomadas de pressão estática ao longo do comprimento, diferente do modelo VS-40 sem degrau que possui duas. Consequentemente o seu desenho é mais complexo pela limitação do espaço interno para localizar as 15 tomadas. Além da dificuldade na manufatura do modelo VS-40 com degrau, o seu tamanho faz que seja impossível adaptar a balança medidora de esforços do TTP, portanto, ensaios utilizando balança interna foram realizados apenas para o modelo VS-40 sem degrau. Nos ensaios usando balança interna foram determinadas a curva de coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo (CDo) e a curva polar de arrasto. Finalmente comparações dos efeitos do Número de Reynolds realizando ensaios com o modelo usando faixa de transição são realizadas. Assim sabendo a diferença entre o valor do arrasto do escoamento laminar e o escoamento transicionado, se realiza uma correção dos dados obtidos.

Na primeira campanha de ensaios foram investigados parâmetros globais de desempenho do veículo por meio de visualização do escoamento no entorno do modelo por meio da técnica de visualização Schlieren e esforços usando balança interna.

5.1 Campanha de Ensaios Modelo VS-40 com Degrau

Nesta seção são apresentados os resultados obtidos para o modelo com degrau e sem faixa de transição usando duas técnicas: *Schlieren* e a técnica de Tinta Sensível à Pressão PSP. Os resultados apresentados são para uma faixa de número de Mach de 0,6 até 1 no caso da técnica PSP e até 1,09 na técnica *Schlieren*. Nos resultados usando a técnica PSP em comparações com a técnica convencional de tomadas de pressão PSI são realizada para 9 tomadas de pressão estática localizadas na parte da coifa e na parte cilíndrica do modelo.

5.1.1 Resultados PSP Modelo VS-40 Com Degrau

Os experimentos iniciais foram realizados com a filtragem matemática mais baixa possível e conforme surgiram problemas e dúvidas com relação aos resultados analisados, alterações no procedimento ou no aparato experimental foram testadas visando uma possível melhora nos resultados.

A Figura 5.2 apresenta a distribuição de pressão sobre a superfície do modelo VS-40 com degrau para número de Mach 0,6 até número de Mach 1,0. A figura apresenta alta resolução, evidenciando umas das vantagens no uso da Técnica de Tinta sensível à Pressão. Não foi considerado número de Mach 0,4 pois o gradiente de pressão para esta faixa de velocidade é muito baixo dificultando colocar na mesma paleta de cores. As cores exibidas nas imagens PSP apresentam valores de pressão baixa na cor magenta e valores elevados de pressão na cor vermelha escura.

Na Figura 5.2 é possível observar como resultados para número de Mach 0,6 e 0,7 apresentam um comportamento similar, a maior diferença se observa na ponta do modelo onde para a imagem de número de Mach 0,7 se observa uma pressão maior no ponto de estagnação do modelo, resultado esperado à medida em que se aumenta a velocidade de escoamento livre. À medida que aumenta o número de Mach nos experimentos se observa uma diminuição na pressão estática. A maior diferença se observa no resultado de números de Mach 0,9 e 1,0 onde a pressão diminui consideravelmente perto da ponta do modelo e depois do tronco de cone, o que se traduz numa expansão local do escoamento gerando formação de ondas de choque logo após o degrau e uma formação de choque com menos intensidade logo após a ponta do modelo.

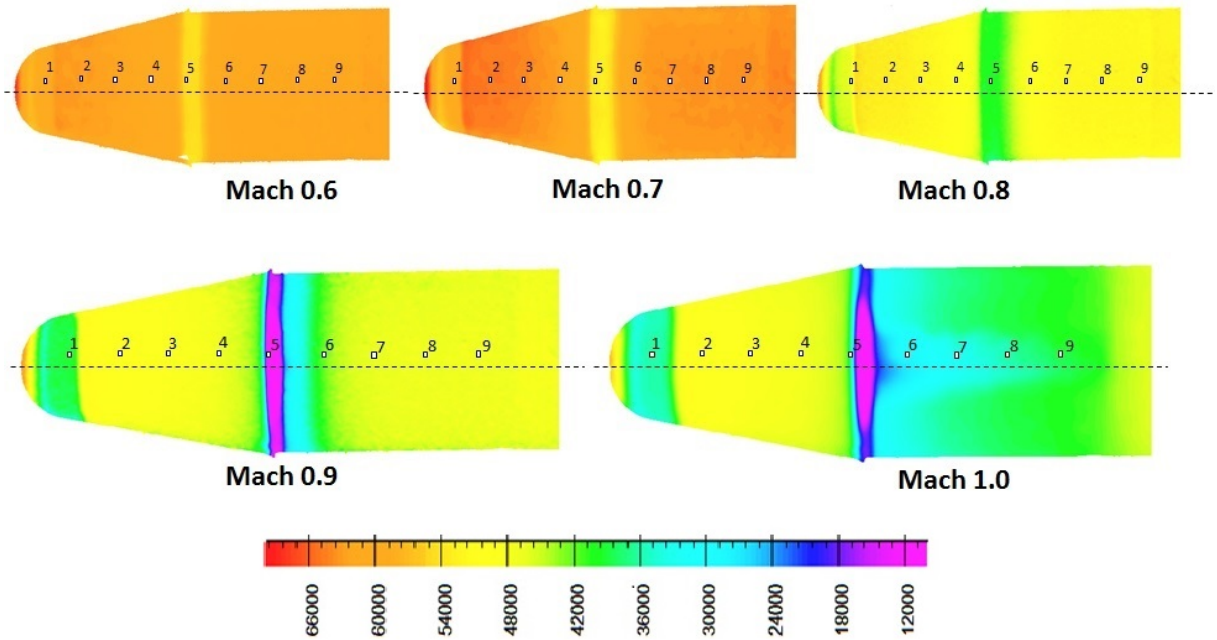
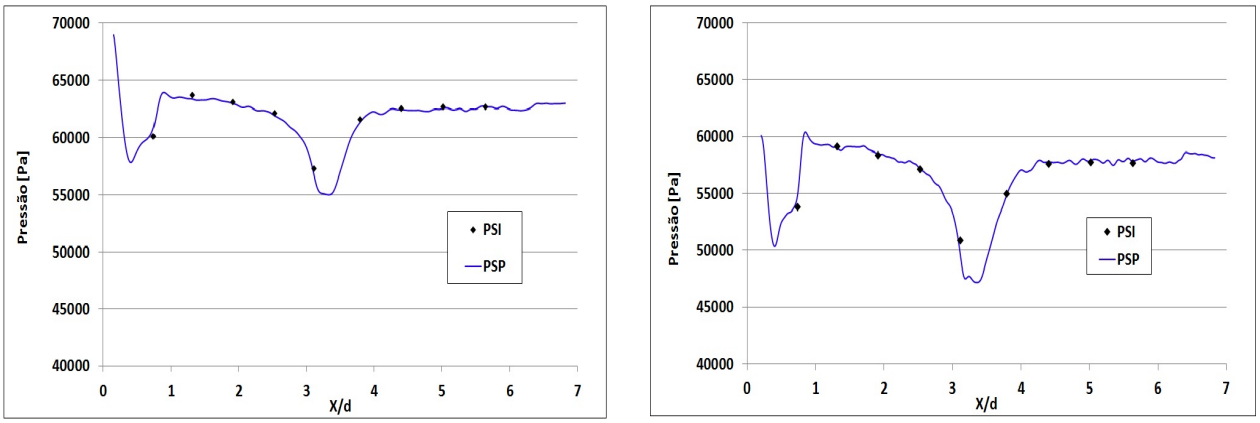


FIGURA 5.2 – Campo de Pressão na Superfície do Modelo Com Degrau.

Da Figura 5.3 até a Figura 5.5 se apresentam gráficos dos resultados experimentais obtidos com a técnica PSP para número de Mach 0,6 até número de Mach 1,0. A linha azul nos gráficos corresponde à distribuição de pressão estática obtida com a técnica PSP ao longo da linha central do modelo com o eixo das abscissas feito adimensional pelo diâmetro do modelo. Adicionalmente se apresentam os valores de pressão estática obtidas

para as primeiras nove tomadas de pressão presentes no modelo. Não foi possível comparar com o restante de tomadas de pressão pois o arranjo da técnica PSP utiliza uma única câmera que não consegue captar uma imagem do modelo completo. Em todos os casos a distribuição de pressão com a técnica PSP foi ajustada com as tomadas de pressão presentes no modelo, uma vez que as tomadas de pressão possuem maior precisão.



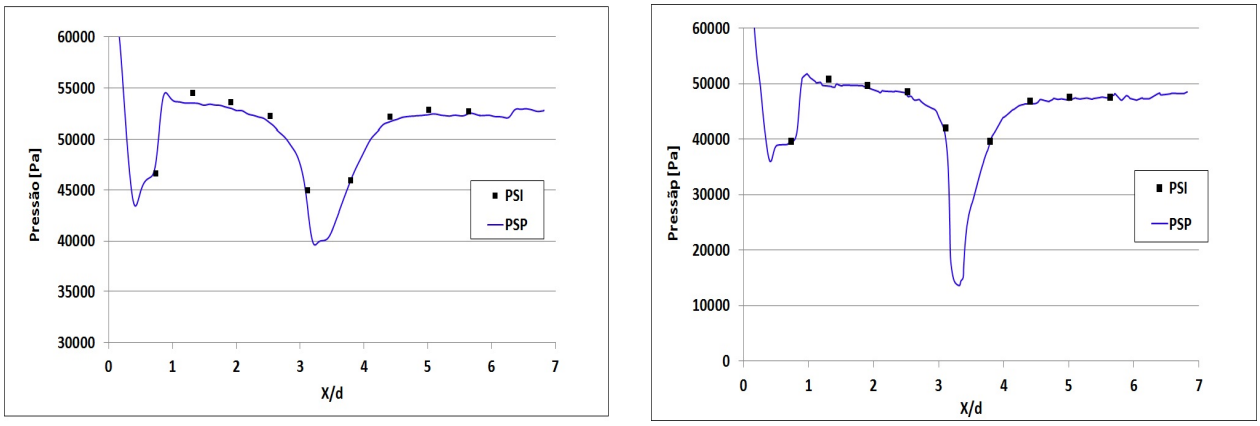
(a) Mach 0,6 (b) Mach 0,7

FIGURA 5.3 – Resultados PSP para Modelo com Degrau.

Todos os resultados apresentados nesta seção foram obtidos com uma pressão total nominal de 80 KPa. As Figuras 5.3a e 5.3b apresentam distribuição da pressão para os números de Mach 0,6 e 0,7, respectivamente. A Figura 5.3a apresenta uma pressão de 68000 Pa perto do ponto de estagnação, seguido por uma diminuição da pressão até o valor de 57800 Pa, em seguida se observa um pequeno aumento e estabilidade na pressão na região do tronco de cone, apresentando uma pressão média de 63200 Pa, equivalente a um número de Mach local de 0,59. Após o tronco de cone, uma queda maior de pressão é observada atingindo um valor de 55000 Pa, equivalente a um número de Mach local de 0,7. Após esta expansão a pressão aumenta atingindo a pressão de escoamento livre. Para a Figura 5.3a pode-se afirmar que o escoamento permanece totalmente subsônico.

Resultados equivalentes a número de Mach 0,7 são mostrados na Figura 5.3b. Se observa que a distribuição de pressão ao longo do modelo apresenta o mesmo comportamento que para número de Mach 0,6 com a diferença que os gradientes de pressão para Mach 0,7 são maiores. Na ponta do modelo a queda de pressão atinge um valor de 50500 Pa equivalente a um número de Mach local de 0,84. Igual ao que ocorre que para Número de Mach 0,6, na região do tronco de cone a pressão recupera, neste caso a pressão chega a 58400 Pa. Nesta região o erro de medição entre a técnica PSP e PSI é da ordem de 1,1%. O ponto com maior queda de pressão se observa perto da 5ª tomada de pressão, no início da região cilíndrica, alcançando um valor de pressão estática de 47240 Pa, atingindo um valor de número de Mach local de 0,9. Após a tomada 6 a queda de pressão diminui e a pressão de escoamento livre correspondente a 57700 Pa é atingida. Pode-se perceber que

para a faixa de velocidades apresentada na Figura 5.3 os resultados obtidos com a técnica PSP apresentam grande concordância em relação aos resultados obtidos com a técnica de tomadas de pressão PSI.



(a) Mach 0,8 (b) Mach 0,9

FIGURA 5.4 – Resultados PSP para Modelo com Degrau com alto numero de Mach.

O comportamento da pressão para número de Mach 0,8 é apresentado na Figura 5.4a. Para esta condição o valor de pressão mais baixa no inicio do modelo foi de 43806 Pa equivalente a um número de Mach de 0,97. Logo após tem uma recuperação na seção do tronco de cone onde a pressão varia de 53651 Pa no inicio do tronco de cone a 52224 Pa no final do tronco de cone. No começo da seção cilíndrica do modelo a pressão decresce até uma pressão de 39608 Pa que corresponde a um número de Mach igual a 0,804. A partir deste ponto a pressão aumenta atingindo um valor de 52393 Pa na 8 tomada estática, equivalente a um número de Mach de 0,79.

A Figura 5.4b apresenta a distribuição da pressão para o números de Mach 0,9, nesta figura se observa que o valor de pressão na ponta do modelo atinge 35996 Pa correspondente a um número de Mach local de 1,3, assim o modelo com degrau e sem faixa de transição atinge o número de Mach crítico em uma condição de escoamento livre entre número de Mach 0,8 e 0,9. As imagens usando a técnica de visualização *Schlieren* apresentadas na Figura 5.6 confirmam que o número de Mach critico é atingido numa condição de escoamento livre de 0,84 Mach. Na região do tronco de cone, entre a segunda e a quarta tomada de estática (PSI), se observa uma estabilidade na pressão. Na região da segunda tomada PSI a pressão lida pelo transdutor foi de 50726 Pa, ja a pressão obtida com a técnica PSP foi de 49539 Pa que equivale a 2,3% de diferença. Na quarta tomada PSI a pressão lida pelo transductor foi de 48457 Pa enquanto com a técnica PSP se obtive uma pressão de 47749 Pa, apresentando uma variação de apenas 1,4%. Após o tronco de cone se observa uma perda de pressão maior que atinge um valor de pressão de 13615 Pa que é recuperado na posição da 7 tomada PSI com um valor de pressão de 46665 Pa. Após esta tomada PSI a pressão atinge o valor da pressão de escoamento livre, na posição x/d

igual a 6 a pressão é de 47383 Pa equivalente a um número de Mach de 0,90.

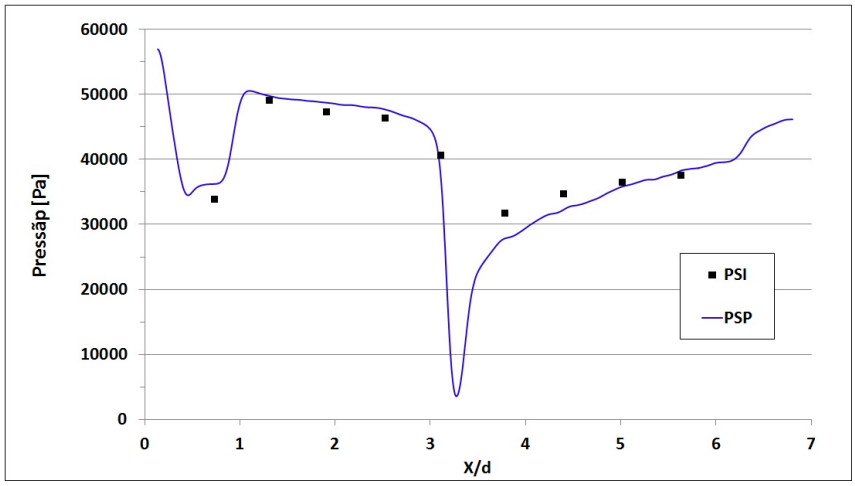


FIGURA 5.5 – Resultados PSP para Número de Mach 1,0.

A Figura 5.5 apresenta a distribuição de pressão para número de Mach no escoamento livre de 1,0. Nesta condição a distribuição de pressão apresenta um comportamento um pouco diferente do que para regimens de velocidades menores. O modelo apresenta dois valore de baixa pressão que atingem números de Mach supersônicos. A primeira região supersônica está localizada logo no inicio do modelo apresentando valor de 36209 Pa correspondente a um valor de número de Mach de 1,128. Esta região supersônica termina no começo do tronco de cone como se observa na Figura 5.2. Na seção onde esta localizada a segunda tomada PSI a pressão é de 4942 Pa que corresponde a número de Mach 0,86. A partir deste ponto a pressão diminui até atingir novamente valores supersônicos após o tronco. Na posição x/d igual a 3,25 a pressão obtida com a técnica PSP é de 14142 Pa que equivale um valor de número de Mach de 1,79. A diferença dos resultados obtidos com regimens de velocidades menores a pressão na superfície do modelo não é recuperada rapidamente, este comportamento pode ser identificado na Figura 5.2 que apresenta o campo de pressão na superfície do modelo. Após atingido o valor mínimo de pressão o escoamento apresenta uma onda de expansão onde a velocidade diminui mas permanece supersônica. Na posição x/d igual a 4,5 a pressão é de 33277 Pa equivalente a um número de Mach de 1,19, na posição x/d igual a 5,5 a pressão é de 37350 que corresponde a um número de Mach de 1,10. A velocidade do escoamento continua diminuindo até atingir valor de número de Mach de 0,96 correspondente a uma pressão de 43931 na posição x/d igual a 6,4. Nas Figuras 5.2 e 5.6 pode-se constata este comportamento. Assim se observa como é possível ter melhor conhecimento dos fenômenos ocorridos no regime transônico utilizando as três técnicas combinadas.

5.1.2 Resultados *Schlieren* Modelo VS-40 Com Degrau

A primeira campanha de ensaios inclui na visualização *Schlieren* do escoamento ao redor do modelo. Isso permitiu avaliar algumas características de interesse como o valor do número de Mach crítico e o desenvolvimento da camada limite.

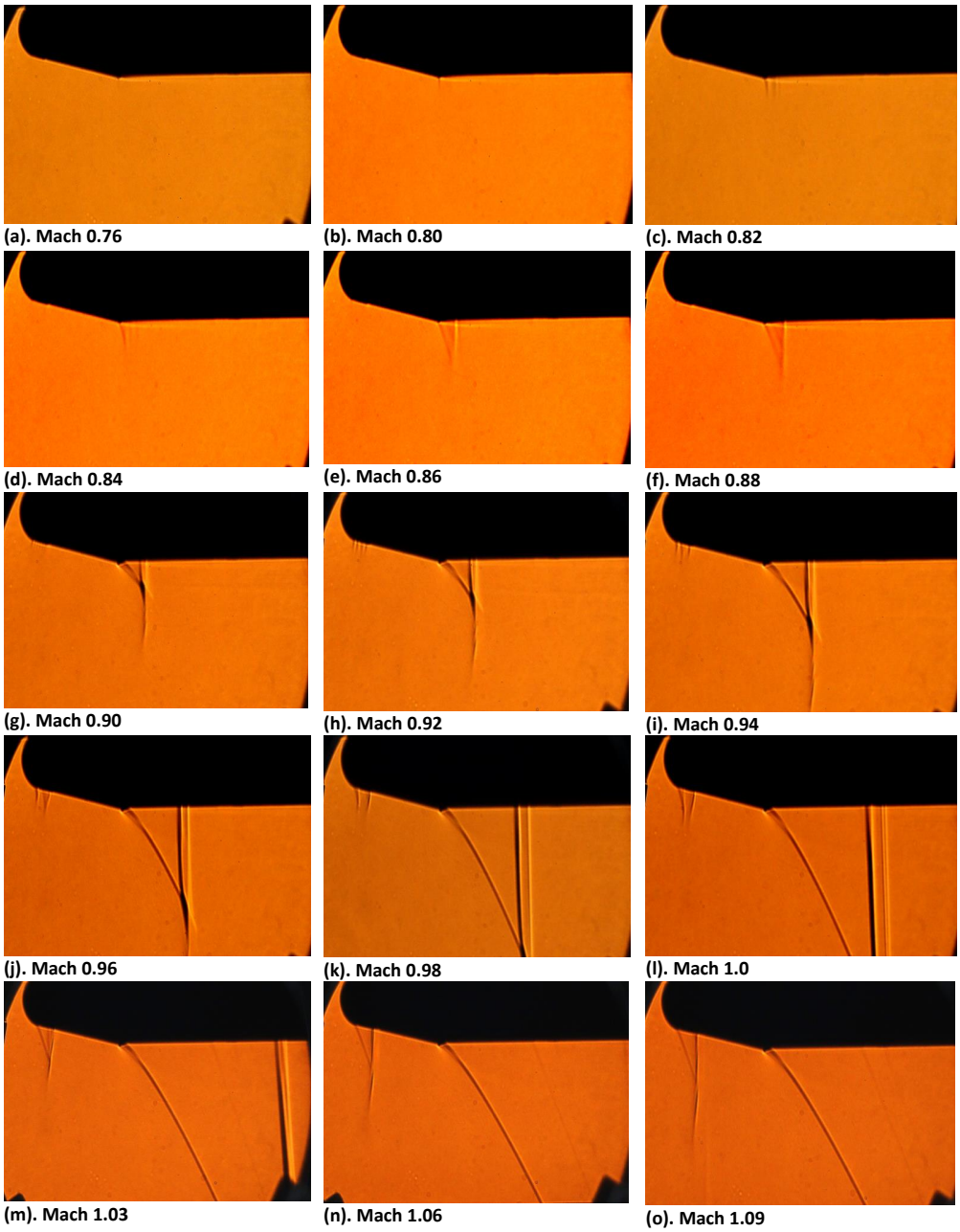


FIGURA 5.6 – Visualização Shclieren no Modelo com Degrau e sem Faixa de Transição.

A Figura 5.6 apresenta as imagens obtidas com a técnica *Schlieren* para o modelo do veículo de sondagem VS-40 com degrau. Pela quantidade de tomadas de pressão que possui o modelo na parte frontal decidiu-se por não colocar faixa de transição no modelo para evitar danificá-lo com entupimento dos furos. As imagens apresentadas começam com número de Mach 0,76 até número de Mach 1,09. As imagens obtidas para número de Mach menores do que 0,76 não apresentam nenhuma diferença e o escoamento parece ser totalmente subsônico. Uma região de separação pode ser observada para número de Mach 0,8 logo após o tronco de cone. Para número de Mach 0,82 não é possível perceber uma expansão significativa ou formação de onda de choque, apenas uma pequena região após o tronco de cone, que indica algum gradiente de densidade. Aparentemente, esta região continua progredindo até apresentar um contraste mais apreciável para número de Mach igual a 0,84 onde pode se notar mais nitidamente uma pequena região escura. Isto indica que o número de Mach crítico está entre 0,83 e 0,84. Para número de Mach 0,86 o efeito de expansão é mais forte e uma formação de pequenas ondas de choque começa a ser observada.

Apesar das imagens não terem uma uma alta definição, é possível perceber o descolamento da camada limite causado pelo degrau presente no fim do tronco de cone e a parte cilíndrica do modelo. Da mesma forma, nas imagens para números de Mach 0,76 até 0,88 pode-se observar um aumento na espessura da camada limite junto com o surgimento da onda de choque conforme previsto teoricamente. Para número de Mach mais elevado, a Figura 5.6 parece indicar que a onda de choque gera uma bolha de recirculação e, uma vez que a camada limite inicial é laminar, ela é novamente recolada após o choque como uma camada limite turbulenta. Este comportamento pode ser observado na Figura 5.7.

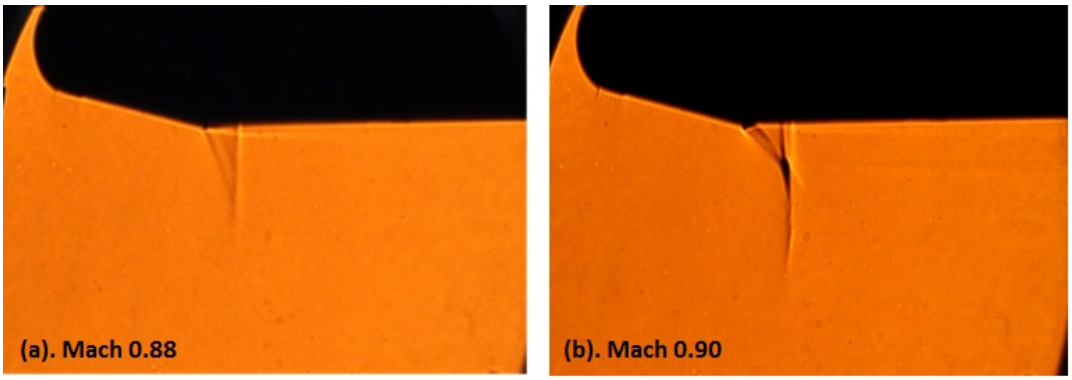


FIGURA 5.7 – Desenvolvimento Camada Limite Laminar.

Para número de Mach 0,92 é possível observar que a região frontal do modelo começa a atingir a condição supercrítica apresentando uma família de pequenas ondas de choque normais. É interessante notar que nesta região o número de pequenos choques é elevado devido à condição de alta laminaridade na camada limite. É sabido que escoamentos com camada limite laminar são muito sensíveis a qualquer gradiente negativo de densidade

provocando o espessamento local da camada limite e consequente formação de grupo de ondas de expansão/choque como observado para número de Mach 0,94.

Nas imagens seguintes, pode-se perceber que o aumento da velocidade vai provocar que estas pequenas ondas de expansão/choque se juntem formando uma única onda de expansão seguida por uma onda de choque mais forte. Para número de Mach 0,98 pode-se ver apenas dois desses grupos e para número de Mach 1,03 pode-se apreciar apenas um grupo de ondas de expansão/choque com uma forma bem familiar. Para a faixa de velocidade de números de Mach 0,98 e 1,03 a onda de choque após o tronco de cone continua a sua progressão a jusante conforme aumenta a velocidade. Para números de Mach 1,06 e 1,09 a onda de choque sobre a parte cilíndrica do modelo não é mais visível e a formação das ondas de expansão/choque na parte frontal do modelo está bem definida.

Os resultados obtidos podem ser comparados com os expostos na literatura (DYKE, 1982). As imagens apresentadas na Figura 5.6, mostrando o comportamento do escoamento ao redor do modelo são análogos ao comportamento da formação de ondas de choque sobre camada limite laminar para num perfil aerodinâmico. É importante ressaltar que devido a tridimensionalidade do modelo, é de se esperar que as ondas de choque sejam mais fracas dos que as que ocorrem numa geometria bidimensional. Além disso, contrariamente de observar nas imagens a projeção de um plano, formando linhas bem definidas para a formação de ondas de choque, as imagens *Schlieren* apresentadas são obtidas num disco, enfraquecendo ainda mais o contorno da formação da onda.

5.2 Campanha de Ensaios Modelo VS-40 Sem Degrau

Nesta seção resultados obtidos com a técnica PSP e tomadas de pressão sobre o modelo sem degrau serão apresentados. Em primeiro lugar, serão apresentados alguns resultados do campo de pressão obtido do modelo do foguete de sondagem VS-40 sem faixa de transição seguido, pelos resultados com faixa de transição.

5.2.1 Resultados PSP VS-40 Sem Degrau Sem Faixa de Transição

A seguir são apresentados os resultados da distribuição longitudinal de pressão no centro do modelo com método PSP para números de Mach 0,4 a Mach 1,0 para o modelo VS-40 sem degrau e sem faixa de transição. Os gráficos mostram a correspondente distribuição de pressão ao longo da linha central do modelo com o eixo das abscissas feito adimensional pelo diâmetro do modelo. As cores exibidas no mapa dos resultados PSP

apresentam valores baixos de pressão na cor magenta e valores elevados de pressão na cor vermelho escuro. Em todos os casos o nível da curva de pressão PSP foi ajustado utilizando as tomadas de pressão na parte frontal do modelo, uma vez que as tomadas de pressão têm maior precisão.

As Figuras 5.8 e 5.9 apresentam os resultados obtidos para números de Mach de corrente livre de 0,4 e 0,6, respectivamente.

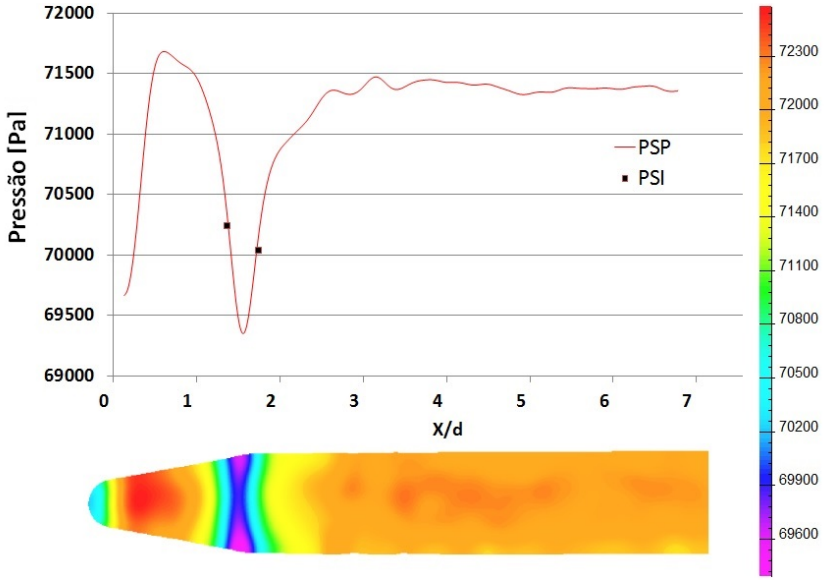


FIGURA 5.8 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,4.

Todas as figuras mostram o campo de pressão da linha central sobre a superfície do modelo e o valor obtido pelas tomadas de pressão PSI. A Figura 5.8 mostra um aumento de pressão sobre a primeira parte da ogiva onde indica no seu ponto máximo um valor de número de Mach 0,405. Após o tronco de cone uma queda significativa de pressão é observada. Neste caso, a baixa pressão encontrada indica número de Mach de cerca de 0,461. A pressão aumenta após a região do tronco de cone ter alcançando o número de Mach 0,412. Este valor é mantido sobre a região cilíndrica do modelo.

O comportamento da pressão para número de Mach 0,6 é apresentado na Figura 5.9, onde a pode-se observar que este é muito semelhante ao de número de Mach 0,4. Neste caso, o ponto máximo da pressão apresenta um valor de número de Mach de 0,59 e o número de Mach para a região com maior queda da pressão apresenta um valor máximo de 0,72. Depois do tronco de cone a pressão atingiu número de Mach de 0,6, e a pressão no final do modelo é igual à condição de escoamento livre. O valor de pressão observado resultou no número de Mach de 0,598, que é praticamente o número de Mach do escoamento livre.

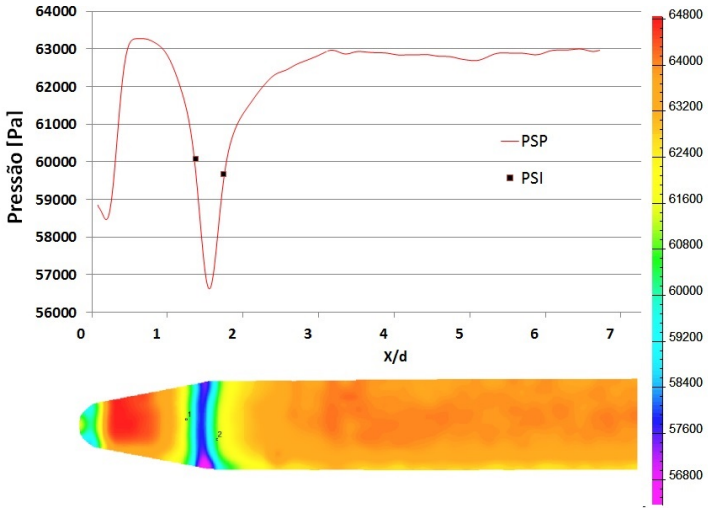


FIGURA 5.9 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,6.

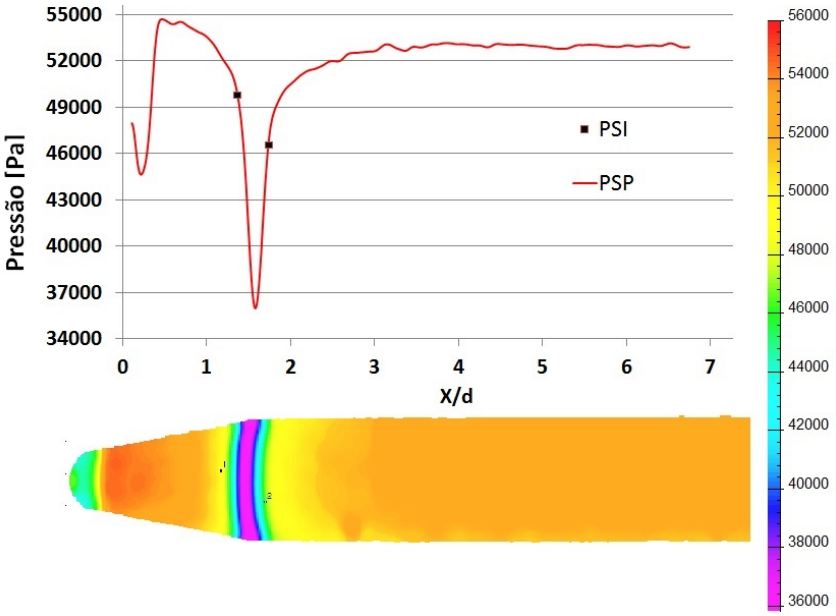


FIGURA 5.10 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,8.

A figura 5.10 apresenta os resultados obtidos para número de Mach 0,8 no escoamento livre. Após o nariz, acontece uma queda na pressão como se observa no gráfico, atingindo um número de Mach de 0,767. Pela geometria da coifa o tronco de cone é responsável por uma variação da pressão passando de 54,5 kPa para 52 kPa. Pode-se observar que logo após o escoamento superar a área do cone a pressão estática cai abruptamente atingindo um valor mínimo de pressão de 36 kPa. Após região de expansão a pressão sobe para atingir o estado de pressão de fluxo livre.

.

As Figuras 5.11 e 5.12 apresentam os resultados obtidos para o número de Mach no

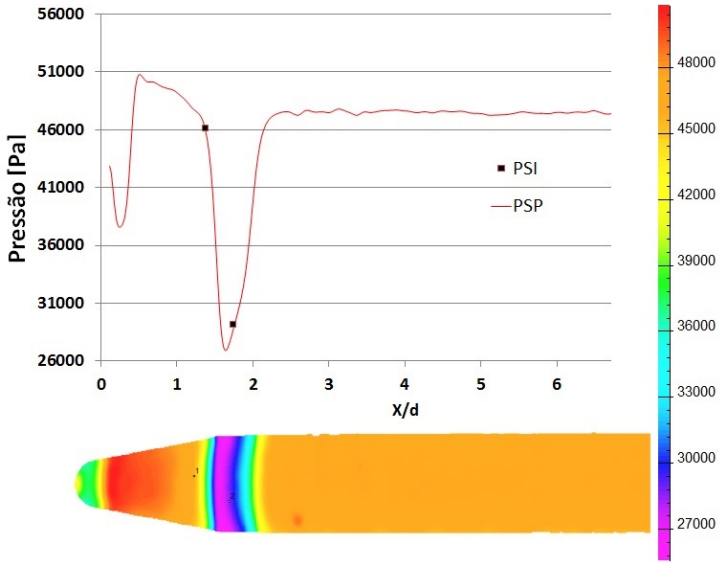


FIGURA 5.11 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,9.

escoamento livre de 0,9 e 1,0, respectivamente. Para o número de Mach 0,9 o valor de pressão mais baixa no início da seção cilíndrica do modelo atinge uma pressão de 27 kPa que corresponde a um número de Mach igual a 1,35. O modelo apresenta uma onda de choque logo após esta região supersônica. Nesta figura fica mais evidente que à medida que a velocidade do escoamento livre aumenta a área de baixa pressão sobre o modelo aumenta. Isto pode ser identificado comparando a região da cor magenta nas imagens PSP. Em seguida à região da expansão a pressão é recuperada e atingiu o valor do escoamento livre.

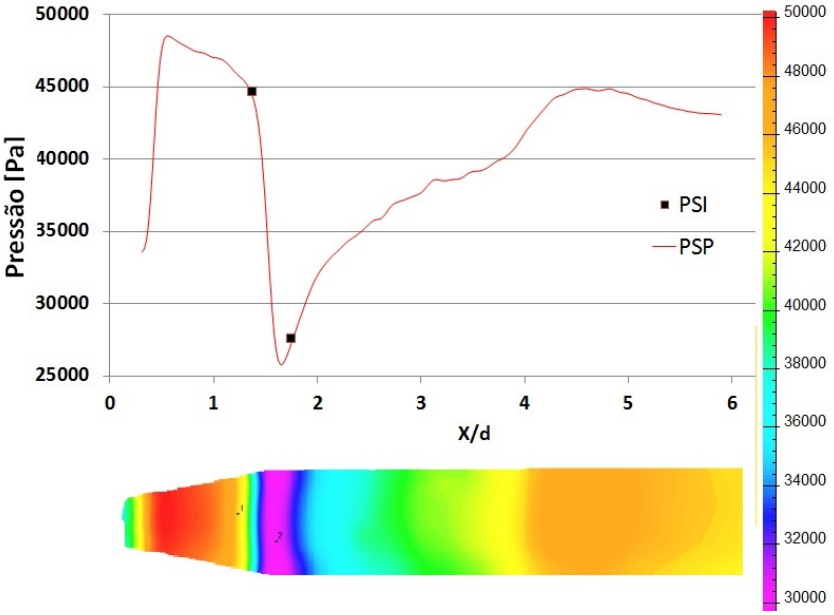


FIGURA 5.12 – Resultados de PSP para Número de Mach 1,0.

Já para o ensaio com número de Mach 1,0 no escoamento não perturbado, observa-se um comportamento diferente. Neste caso o modelo tem dois valores de baixa pressão que atingem números de Mach supersônicos. O primeiro apresenta-se após a ponta com uma grande queda de pressão equivalente a número de Mach 1,19 apresentando a primeira onda de expansão nestas condições. O segundo valor mais baixo de pressão (26kPa) é localizado logo após o tronco de cone equivalente a número de Mach 1,38. A diferença do comportamento observado em relação às figuras anteriores, é que neste caso, a pressão na superfície do modelo não é recuperada num só estágio devido a que, após atingir o valor mais baixo de pressão, o escoamento apresenta uma complexa e longa formação de ondas de choque e expansão. Num primeiro passo na posição x/d igual a 3,5 se tem uma primeira recuperação de pressão atingindo um número de Mach 1,08. Num segundo passo a pressão sobe provavelmente por causa de ondas de compressão formadas para desacelerar o fluxo atingindo o número Mach de 0,95. Esta análise pode ser conferida na utilização da técnica de visualização de escoamento *Schlieren* para o modelo com as mesmas condições deste ensaio.

Um problema relacionado à fixação da tinta PSP deve ser mencionado. À medida em que os ensaios iam sendo realizados, as variações crescentes de velocidade provocaram a retirada das camadas de tinta, principalmente na região da ponta do modelo. Isto porque esta é a região próxima da estagnação, na qual é mais susceptível aos ataques dos particulados presentes no circuito do túnel. Esta é uma das dificuldades apresentadas na implementação da técnica PSP nos ensaios aerodinâmicos de alta velocidade no Túnel Transônico Piloto, pois a aderência da tinta não é suficientemente alta para suportar o impacto do particulado presente no circuito do TTP.

A Figura 5.12 mostra o resultado final da imagem captada em termos de pressão estática para o modelo sem as camadas de tinta na ponta. A Figura 5.13 mostra a imagem real do modelo sem tinta na região da ponta pela exposição ao escoamento.

FIGURA 5.13 – Detalhe da Tinta PSP Descascada na Ponta do Modelo.

5.2.2 Resultados PSP VS-40 Sem Degrau Com Faixa de Transição

Foi colocada a faixa de transição aproximadamente a 5% do comprimento do modelo obrigando a transição da camada limite de laminar para turbulenta, ainda na parte inicial do veículo. Isto com o objetivo de analisar a influência da faixa de transição sobre a distribuição do campo de pressão ao longo do modelo do veículo de sondagem VS-40. Os resultados mais importantes neste trabalho são detalhados a seguir. A Figura 5.14 mostra a distribuição de pressão sobre o modelo obtido com a técnica para PSP para um valor de corrente livre de número Mach 0,6.

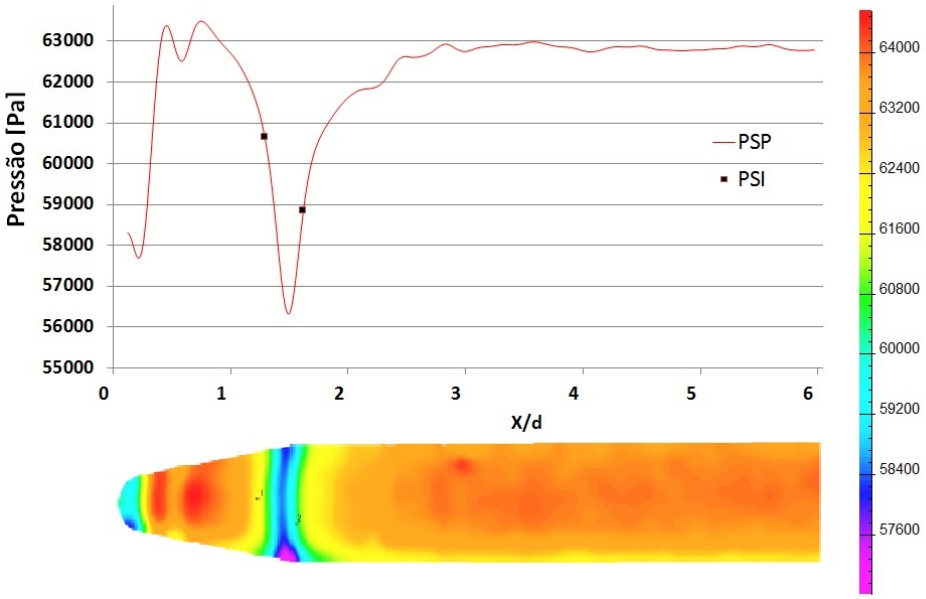


FIGURA 5.14 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,6 com Faixa de Transição.

Neste caso, o que seria esperado era ter uma pequena queda na pressão ao longo de toda a região cônica do modelo, resultando em duas regiões distintas: uma primeira com aumento de pressão antes da faixa de transição seguido por uma segunda região onde apresenta-se uma queda de pressão devido à presença da faixa que força a transição do escoamento. A imagem PSP capta bem este comportamento, podendo ser observado pela região vermelha logo depois da baixa pressão na ponta do nariz, seguido pela região de cor laranja equivalente a uma menor pressão. Após a faixa de transição o escoamento continua seu comportamento característico para a geometria do VS-40.

Os níveis de pressão em ambas as partes, antes e depois da faixa de transição, indicam números de Mach de 0,60 e 0,57, respectivamente. Após o tronco de cone a pressão diminui atingindo 56,3 kPa, número de Mach 0,73, um valor relativamente elevado, considerando que o valor ensaio foi feito para Mach 0,6 do escoamento livre. Só após na posição X/d igual a 3, o escoamento chega a condição de pressão de corrente livre. É interessante observar uma ligeira oscilação na região cilíndrica do modelo onde se esperaria

uma estabilidade da pressão, esta mesma oscilação é apresentada em grande maioria para experimentos a baixo número de Mach, o que se deixa claro a dificuldade da utilização da técnica PSP em ensaios aerodinâmicos de baixa velocidade. Também pode-se assegurar que os equipamentos utilizados e a tinta selecionada são mais adequados para ensaios em velocidades de escoamento livre maiores.

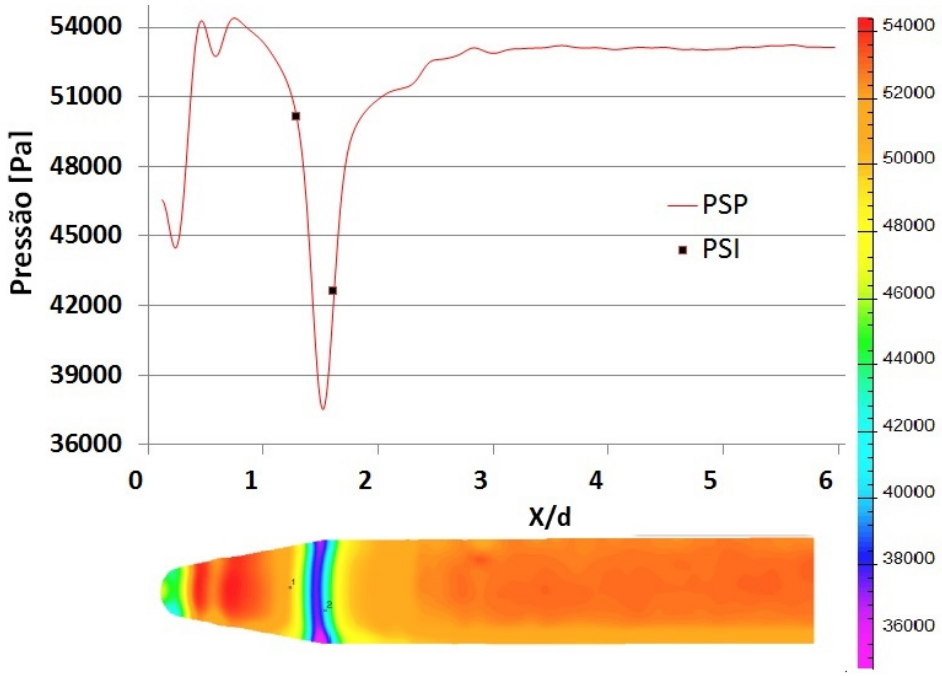


FIGURA 5.15 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,8 com Faixa de Transição.

As Figuras 5.15 e 5.16 apresentam os resultados obtidos para condição de escoamento livre correspondente para número de Mach 0,8 e 0,9 com o modelo VS-40 com faixa de transição. Para número de Mach 0,8 (Figura 5.15) a variação entre o número de Mach antes e depois da faixa de transição é unicamente 0,005. Para esta condição o modelo atinge o Mach crítico na região de expansão apresentando um valor de pressão de 37,6 KPa e número de Mach igual a 1,1. Valores menores dos resultados obtidos na Figura 5.10 para o modelo nas mesmas condições e sem faixa de transição que foram de 34,8 KPa e número de Mach igual a 1,2.

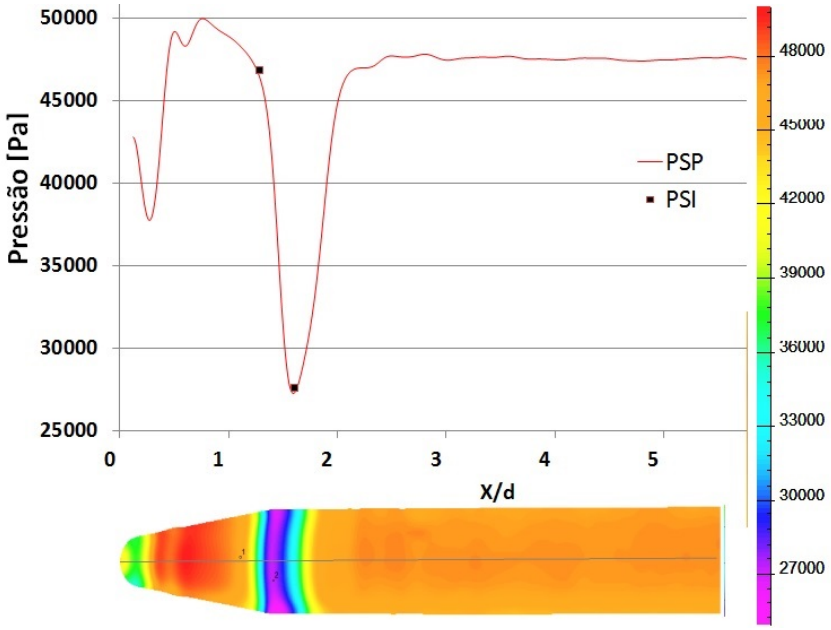


FIGURA 5.16 – Resultados de PSP para Número de Mach 0,9 com Faixa de Transição.

Observa-se, tanto no gráfico quanto na imagem de PSP (Figura 5.16) que a região de recuperação de pressão é maior. Isto indica a formação de ondas de expansão. Logo após o nariz a pressão atinge número de Mach igual a 1,1. Espera-se o começo da formação de uma onda de expansão perto da ponta modelo. Neste caso a menor pressão local é localizada novamente após o tronco de cone indicando um número de Mach de 1,34. A partir deste ponto a pressão aumenta constantemente ate a posição X/d igual a 2,5 onde atinge a condição do escoamento livre.

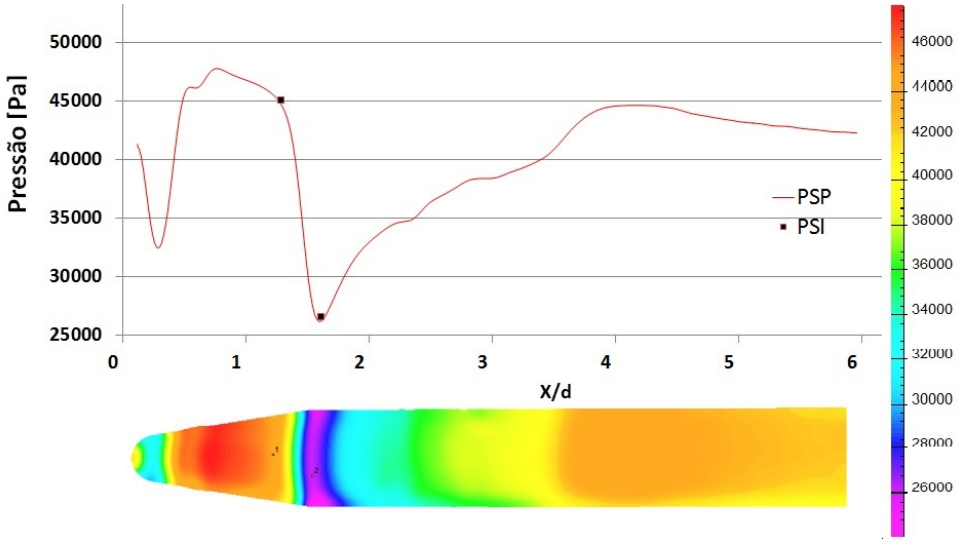


FIGURA 5.17 – Resultados de PSP para Número de Mach 1,0 com Faixa de Transição.

As maiores diferenças são observadas nos resultados de número Mach 1,0, Figura 5.17, onde a distribuição da pressão ao longo do modelo apresenta diferenças significativa

quando comparado com casos subsônicos. Perto da ponta do modelo com menor magnitude e finalizando a ogiva com magnitude maior o escoamento sofre uma expansão. Os números de Mach locais estimados em regiões de expansão, logo após a ponta do modelo e logo após a ogiva, são 1,21 e 1,37, respectivamente. O máximo valor de pressão foi alcançado na região da ogiva, no tronco de cone, atingindo o valor de pressão de 47,8 kPa. Valor menor do que no modelo sem a faixa de transição nas mesmas condições do ensaio, o qual apresentou um valor de pressão de 48,2 kPa.

No caso em estudo, após o tronco de cone existe uma forte formação de onda de expansão seguida por ondas de choque. Na imagem PSP é possível observar um alargamento da região de expansão. Devido à natureza do escoamento supersônico, após a região de expansão a pressão não convergiu para a condição de escoamento livre embora alcance a pressão de 44,7 kPa, maior do que a pressão do escoamento livre, correspondente a um número de Mach de cerca de 0,95. Deste ponto em diante a região subsônica vai acelerar até atingir a condição de escoamento livre, Mach igual a 1,0.

5.2.3 Resultado Técnica *Schlieren* Modelo VS-40 sem Degrau

A seguir são apresentadas as fotografias realizadas com a técnica *Schlieren* para os modelos estudados. São discutidos os diferentes fenômenos capturados e as variações em cada modelo.

5.2.4 Modelo VS-40 Sem Degrau e Sem Faixa de transição

Na Figura 5.18 são apresentadas as imagens obtidas para o modelo sem degrau sem faixa de transição e com zero ângulo de incidência.

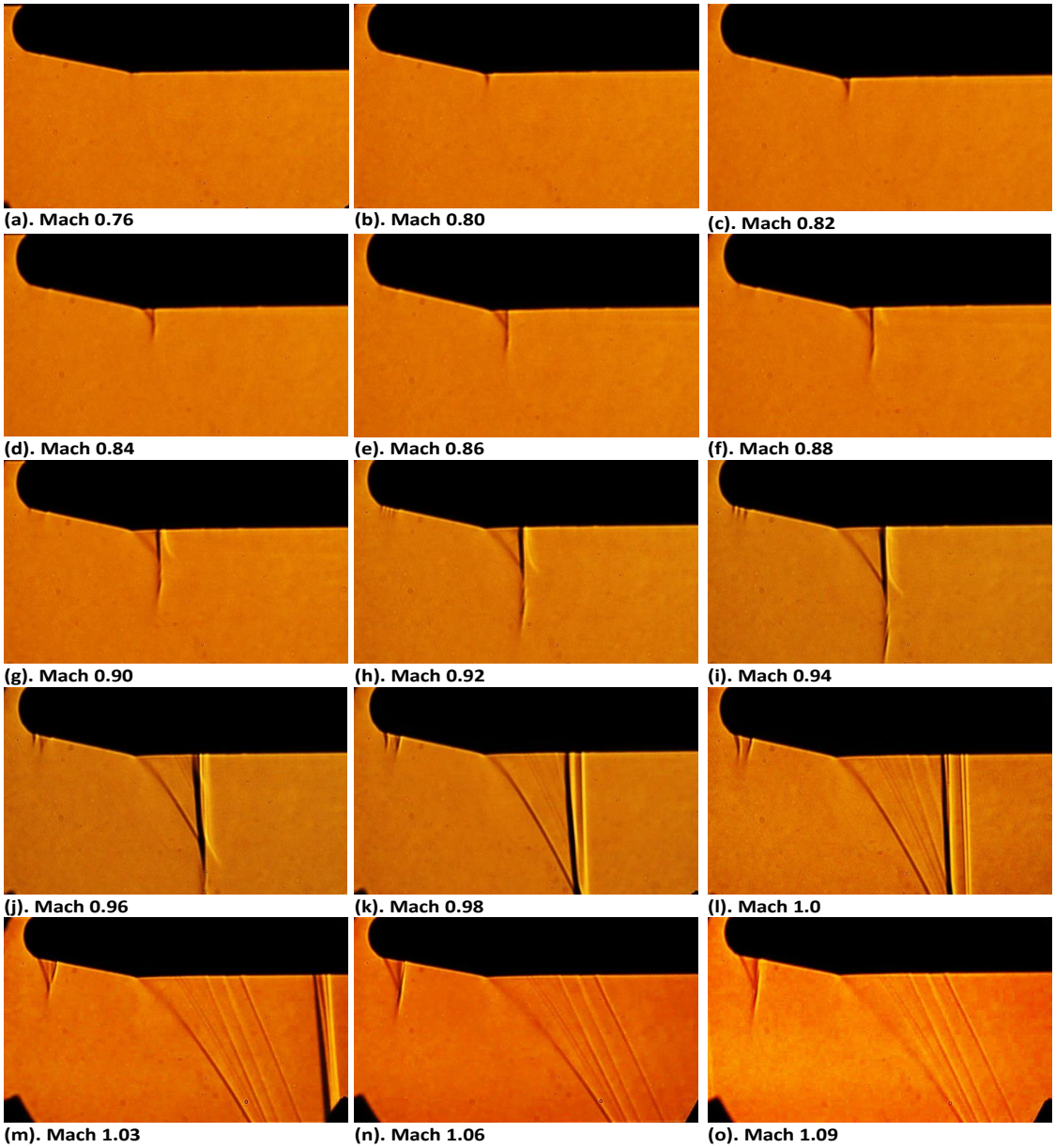


FIGURA 5.18 – Imagens Schlieren do Modelo sem Degrau e sem Faixa de Transição.

Os principais resultados encontrados com esta técnica de visualização são:

1. Imagem Schilieren para número de Mach=0,649 ainda não se observa nenhuma perturbação de densidade considerável no escoamento.

2. Imagem Schlieren para número de Mach=0,72: se observa uma pequena variação da densidade e pode-se dizer que a camada limite é laminar.

3. Número Mach=0,84 a Imagem Schlieren mostra o número de Mach crítico a uma temperatura de 34,14 °C com formação das primeiras ondas de choque sobre o modelo.

4. Imagem Schlieren para número de Mach=0,90, no qual a imagem mostra a formação de uma onda de choque oblíqua no final da ogiva do VS-40 e a formação de uma onda normal após da ogiva, no corpo do foguete.

5. Imagem Schlieren para número de Mach=1,0, no qual se observa a formação de duas pequenas ondas de choque na ogiva do VS-40. A primeira onda de choque aumenta e é deslocada em direção ao fluxo do ar.

6. Imagem Schlieren para número de Mach=1,133, no qual se observa claramente a formação de duas ondas de choque oblíquas no modelo.

5.2.5 Modelo VS-40 Sem Degrau e Com Faixa de transição

Na Figura 5.19 são apresentadas imagens obtidas com a técnica *Schlieren* para o modelo sem degrau e com faixa de transição e com zero ângulo de incidência.

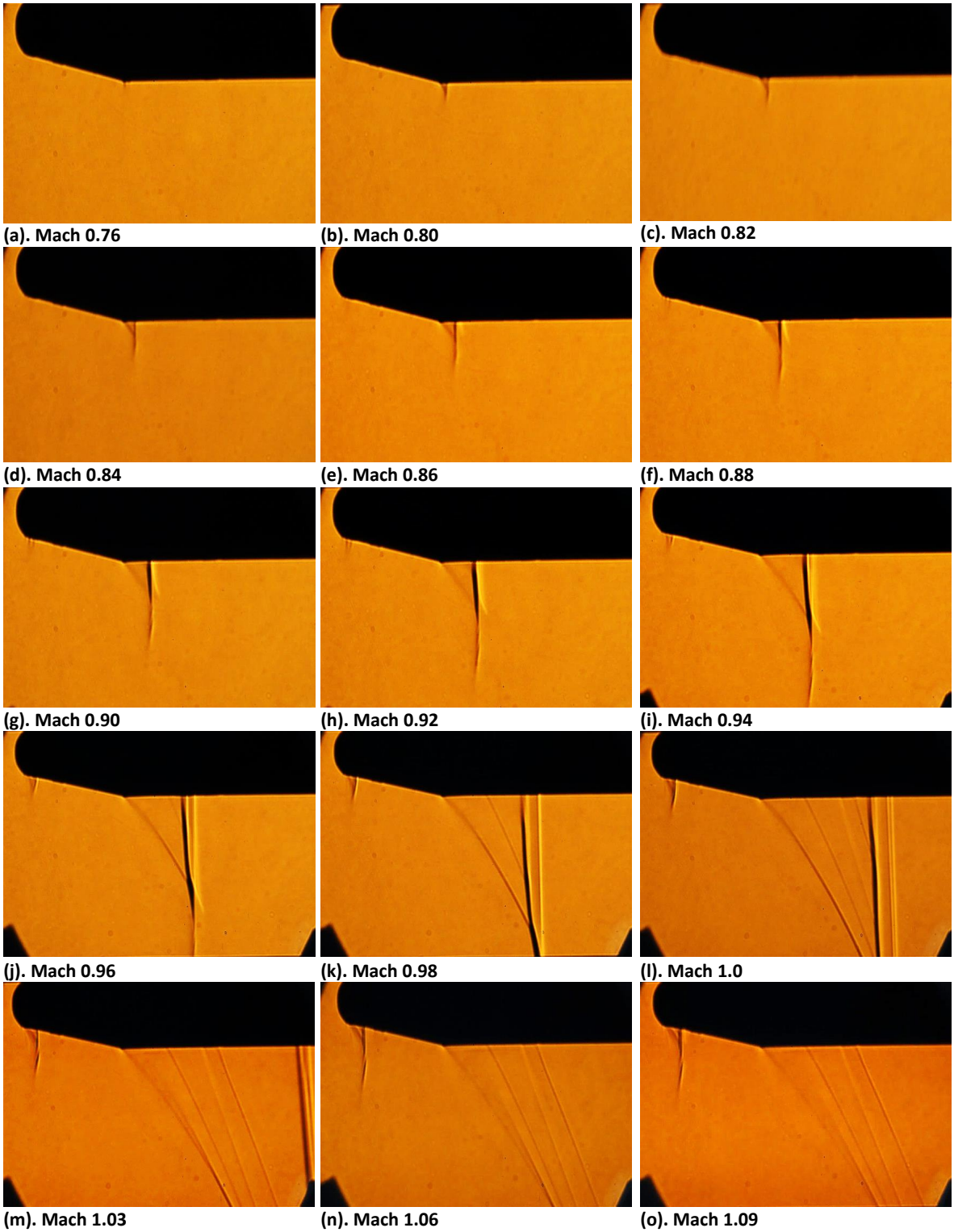
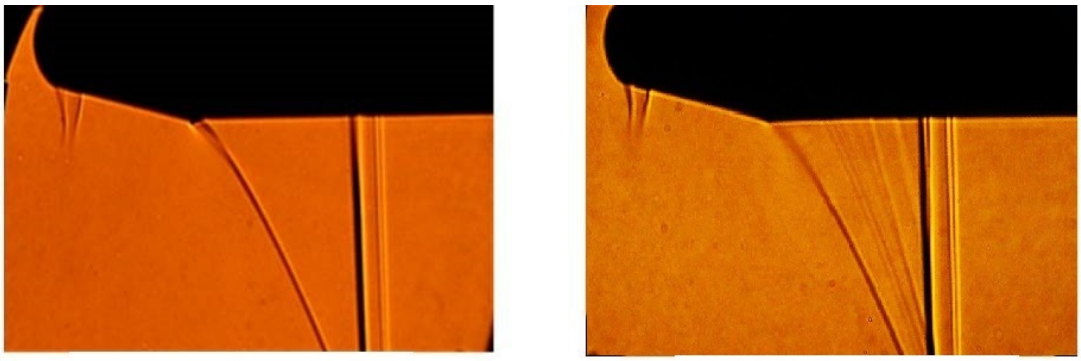


FIGURA 5.19 – Imagens Schlieren do Modelo sem Degrau e com Faixa de Transição.

As imagens apresentam uma varredura de número de Mach 0,76 até 1,09. A Figura 5.19 evidencia o comportamento do escoamento ao redor do modelo VS-40 forçando a transição de escoamento laminar para turbulento. Estas imagens ajudam a ter um maior entendimento no comportamento da pressão descritos na Figura 5.14 até a Figura 5.17. Para velocidade inferiores a número de Mach 0,76 pode-se dizer que o escoamento é totalmente subsônico. Na imagem de número de Mach 0,80 podes-se observar que logo após o tronco de cone se atinge velocidades supersônicas, confirmando os valores de pressão encontrados com a técnica PSP na Figura 5.15. As imagens de número de Mach 0,82 e 0,86 mostram a evolução da formação da onda de expansão. Através da diferença entre o resultado encontrado para o modelo com degrau e número de Mach de 0,88 no escoamento livre (Figura 5.7), para o modelo sem degrau não é possível perceber separação do escoamento. Como era de esperar, pelos resultados obtidos com a técnica PSP apresentados na Figura 5.16, para número de Mach 0,9 se observa o começo da formação de ondas expansão perto da ponta do modelo. Esta expansão fica mais nítida na imagem de número de Mach 0,94. Para número de Mach 1,0 se observa após o tronco de cone uma formação de varias ondas de expansão seguidas por uma onda de choque mais forte. Conforme velocidade aumenta para a faixa de velocidades de Mach 1,0 e 1,09 a onda de choque continua a sua progressão a jusante após o tronco de cone.

A diferença em relação ao modelo com degrau, permitiu observar que na região supersônica da expansão, uma família de ondas de compressão de menor intensidade são formadas antes das onda de choque final. A Figura 5.20 mostra a diferença na região supersônica para o modelo com degrau e sem degrado em um valor de número de Mach de escoamento não perturbado igual a 1,0. No modelo com degrau se observa claramente a formação de uma única onda de expansão enquanto no modelo sem degrau se observa varias ondas de compressão de baixa intensidade na região supersônica. Esta diferença no comportamento do escoamento também é observada no mapa de cores obtido com a técnica PSP para cada um dos modelo do VS-40.



(a) Com Degrau sem Faixa de Transição

(b) Sem Degrau sem Faixa de Transição

FIGURA 5.20 – Formação Onda de Expansão com e sem Degrau para número de Mach 1,0.

Na Figura 5.20 pode-se observar que para número de Mach 1,0 a formação da onda de choque na ponta do modelo apresenta comportamento similar nos dois modelos. A família de ondas de compressão encontradas no modelo sem degrau foram observadas, possivelmente, pelo não descolamento apresentado nesta condição de ensaio o que não acontece com o modelo com degrau.

5.2.6 Formação da onda de choque

A seguir se apresenta a diferença na formação da onda de choque entre escoamento laminar e turbulento no modelo VS-40 sem degrau. Com a utilização da técnica de visualização Schlieren foi possível comprovar que o escoamento efetivamente muda de laminar para turbulento com a utilização da faixa de transição. Uma clara diferença na formação da onda de choque em camada limite laminar (Figura 5.21) e camada limite turbulenta (Figura 5.22) pode ser observada.

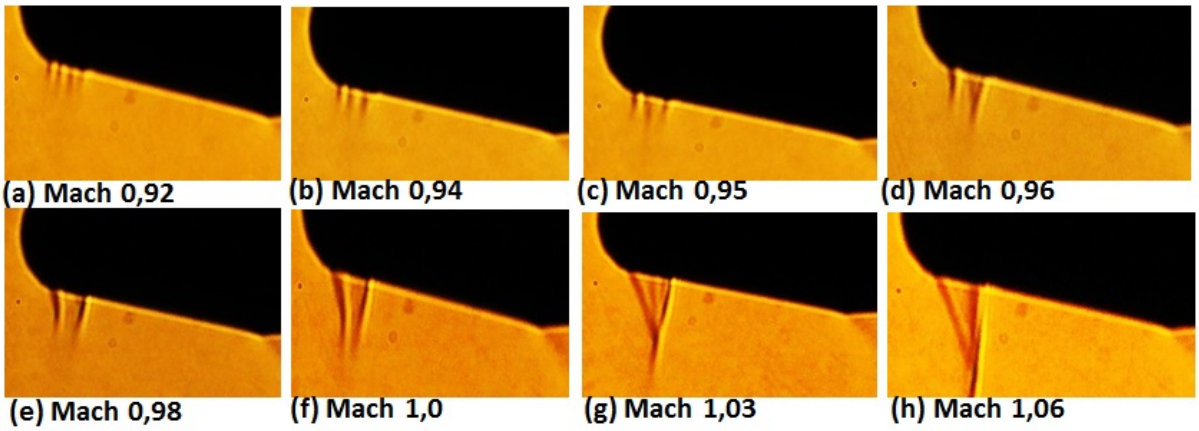


FIGURA 5.21 – Formação da onda de choque em camada limite laminar.

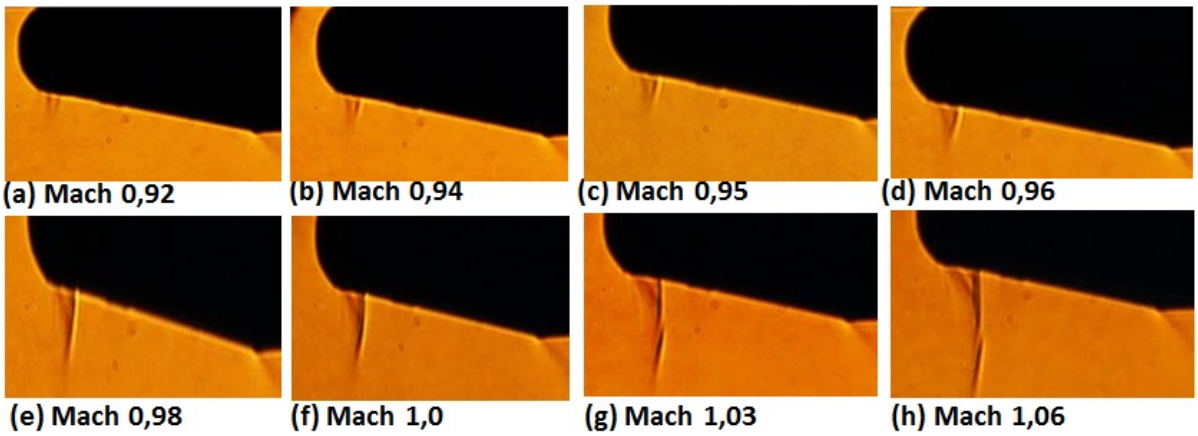


FIGURA 5.22 – Formação da onda de choque em camada limite turbulenta.

Uma região cuja velocidade local é supersônica normalmente termina com o aparecimento de uma onda de choque, cuja forma é influenciada pela camada limite. A Figura

5.22 mostra como o formato da onda de choque varia com o aumento do número de Reynolds. Para baixos Re, quando a camada limite ainda é laminar, surge o que é chamado de choque lambda: ao se aproximar da camada limite, o choque se divide em dois com um padrão que lembra a letra grega λ. Por causa disso, a pressão na superfície do corpo experimenta dois aumentos sucessivos em vez de apenas um como seria esperado de um choque simples. Conforme o número de Reynolds aumenta, a transição passa a ocorrer a montante do choque e a perna oblíqua do choque desaparece. A onda de choque passa, então, a ter a geometria que seria esperada de um escoamento de alto número de Reynolds.

A Figura 5.21 apresenta a formação de onda de choque quando a camada limite é totalmente laminar. Pode-se observar como uma sequência de pequenos choques lambdas aparece, e ao aumentar o número de Mach esses choques se fundem num só com maior amplitude. Os resultados apresentados na Figura 5.21 podem ser comparados com os expostos na literatura (DYKE, 1982). Conforme mostrado na figura 5.23, o comportamento do modelo VS-40 é análogo ao que ocorre num perfil.

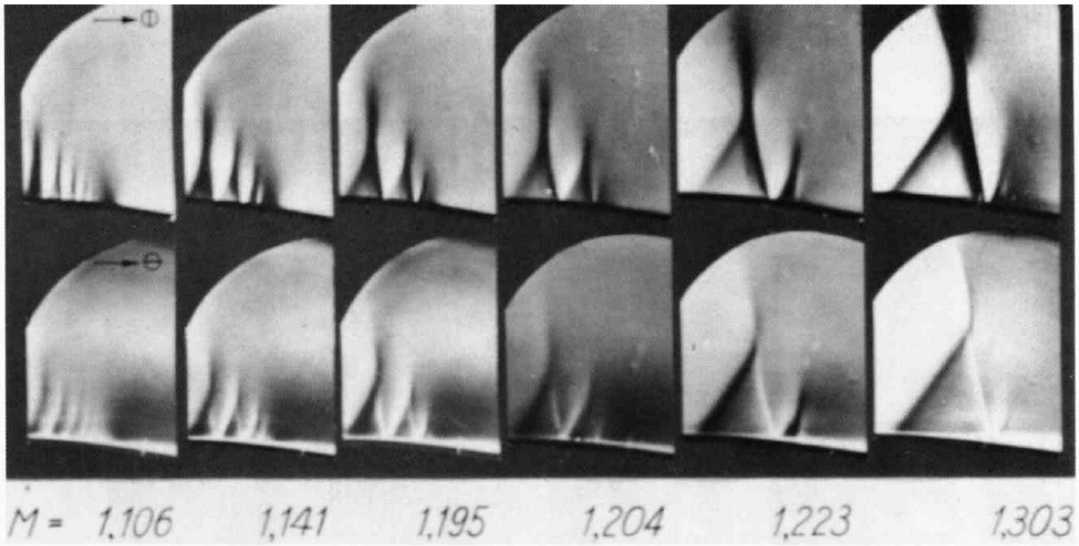


FIGURA 5.23 – Onda de choque sobre camada limite laminar com o aumento do número de Mach em um perfil (DYKE, 1982).

5.3 Resultados Balança Interna

A seguir se apresenta a curva do coeficiente de arrasto com ângulo de ataque para o modelo VS-40 com e sem faixa de transição. No valor do coeficiente de arrasto já está descontado o arrasto de base.

A Figura 5.24 apresenta os valores de coeficiente de arrasto aerodinâmico para o modelo VS-40 sem degrau para número de Mach de 0,3 até 1,0. Decidiu-se não aumentar o número de Mach até 1,2 com o objetivo de não superar a faixa de operação da balança

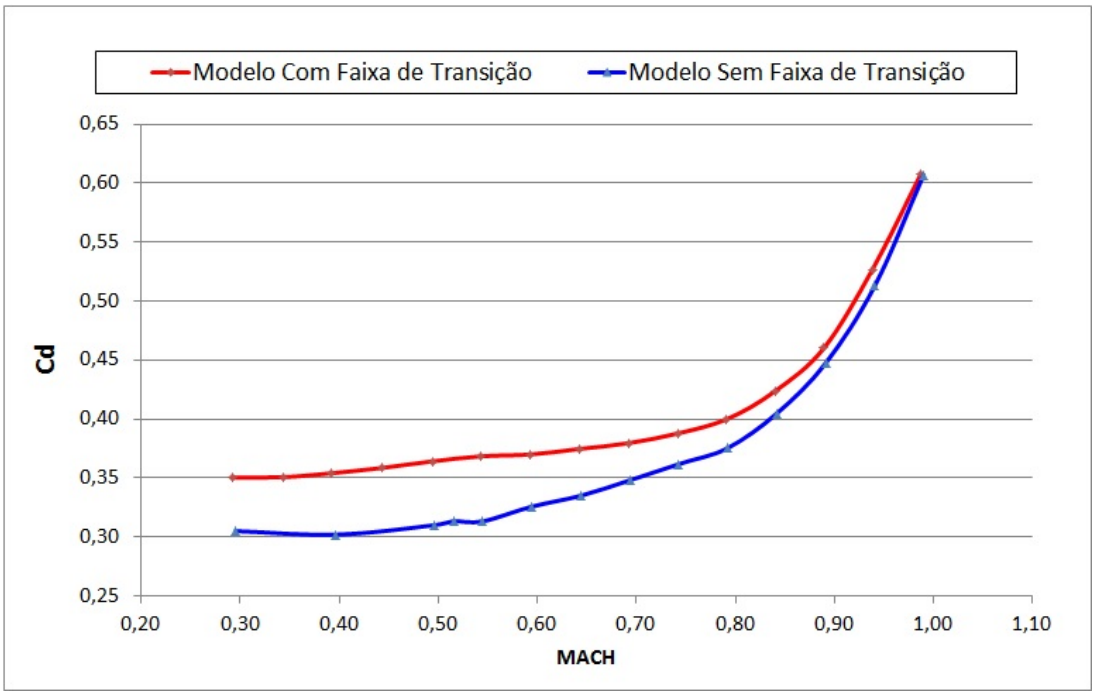


FIGURA 5.24 – Curva **CDo** para o VS-40 Com e Sem Faixa de transição.

interna, preservando assim os equipamentos do TTP. A curva azul representa os dados correspondentes ao modelo sem faixa de transição, ou seja, a camada limite deste modelo apresenta características laminares. A curva vermelha apresenta o coeficiente de arrasto para o modelo com faixa de transição localizada a 5 % do comprimento do mesmo, neste caso a camada limite é considerada turbulenta. As duas curvas apresentam o mesmo comportamento, onde para escoamentos baixo subsônico (incompressível) o valor do *CDo* apresenta um valor constante, ao entrar no escoamento alto subsônico (0,4<M<0,75) os efeitos de compressibilidade vão aparecendo, fazendo com que o *CDo* aumente um pouco. Ao chegar no regime transônico um aumento expressivo do *CDo* é observado.

Ao colocar faixa de transição no modelo, força-se a transição do regime laminar para o turbulento, que por sua vez esta relacionado com o arrasto de fricção. Para escoamentos turbulentos a agitação das moléculas produzida pela faixa de transição faz com que elementos do fluido de alta energia das regiões mais afastadas sejam direcionados para regiões mais próximas da superfície. Com isso, pode-se observar na Figura 5.24 que escoamentos turbulentos apresentam um maior gradiente de velocidade na superficie. Dado que o arrasto de fricção é proporcional a esse gradiente, tem-se que a variação do número de Reynolds no escoamento gere um aumento expressivo no arrasto.

6 Conclusões

Medições de pressão de superfície em túnel de vento são importantes para entender a aerodinâmica de veículos de vôo, Neste trabalho foram identificados fenômenos específicos, tais como ondas de choque, ondas de expansão e ondas de compressão. Os resultados foram obtidos a partir de medições de pressão realizados no túnel de vento transônico do IAE, com um modelo do veículo VS-40 usando PSP e tomadas de pressão. As medidas foram realizadas para valores de números Mach entre 0,4 e 1,1 para o ângulo de ataque zero. Fenômenos complexos como interações da camada limite e onda de choque foram identificados assim como separação do escoamento usando a técnica de visualização *Schlieren*.

Neste trabalho foram apresentados os procedimentos para a realização de experimentos com a técnica de visualização *Schlieren* no Túnel Transônico Piloto do IAE, mostrando as características principais e a metodologia para a montagem do arranjo utilizado. Dentre as dificuldades encontradas, a maior foi a montagem e o alinhamento dos espelhos que foi feito manualmente dependendo da precisão das medidas dos usuários para localização entre cada componente. Uma dificuldade no pós-processamento dos dados é que o sistema de captura não tem nenhuma intercomunicação com o sistema de controle do túnel, o que faz mais complexo a relação das imagens capturadas com o tempo exato da captura da imagem no teste.

Tanto para o modelo com faixa de transição como para o modelo sem faixa de transição o escoamento foi completamente subsônico em todas as regiões do modelo para número de Mach até 0,7. O número de Mach crítico para o modelo com degrau e para o modelo sem degrau e sem faixa de transição foi de 0,84. Ao instalar a faixa de transição no modelo sem degrau o número de Mach crítico foi de 0,8. Observou-se que a faixa de transição altera o comportamento do fluxo ao longo do modelo, garantindo a transição de fluxo laminar para fluxo turbulento.

Comparando os resultados do modelo VS-40 com e sem degrau, se observou que, a distribuição da pressão estática ao longo da linha central do modelo apresenta um comportamento similar. Com as imagens *Schlieren* foi possível observar para um número de Mach do escoamento livre igual a 1,0 que, após o tronco de cone na região supersô-

nica o modelo sem degrau apresenta ondas de compressão, que não foram observadas no modelo com degrau. As imagens de distribuição de pressão obtidas com a técnica PSP conseguiram captar este fenômeno.

Com a implementação da técnica PSP foi possível obter a distribuição de pressão sobre a superfície do modelo com alta resolução, diminuindo os gastos de manufatura ao utilizar unicamente duas tomadas de pressão no modelo para o ajuste da pressão. Assim o mesmo modelo pode ser usado tanta para adquirir o campo de pressão na superfície do modelo quanto para ensaios com balança interna, o que diminui os custos e hora de ensaios para futuras análises de novas configurações de veículos espacias. Nos resultados obtidos com a técnica PSP apresentados neste trabalho foi identificado que a composição da tinta utilizada para as análise é adequada para ensaios com número de Mach transônicos (0,7 $< M <$ 1,1), porém para ensaios subsônicos e alto subsônico apresenta uma instabilidade (perturbações) nos resultados obtidos.

A utilização da técnica de visualização *Schlieren* possibilita observar em detalhe o desenvolvimento da ondas de choque no modelo, permitindo uma localização mais precisa sobre a superfície do modelo.

Como um túnel transônico, o TTP se mostra como uma ferramenta importante para se usar na investigação de fenômenos importantes e de grande complexidade, como a formação de onda de choque no regime transônico. O presente trabalho mostrou a importância da utilização das diferentes técnicas em ensaios aerodinâmicos para ter melhor compreensão do comportamento do escoamento ao redor do modelo do VS-40. No túnel transônico piloto é possível implementar as técnicas de Tinta Sensível à Pressão (PSP), balança interna e *Schlieren*, que juntas, formam uma poderosa ferramenta para análises de veículos espacias na parte de projeto conceitual e preliminar.

Sugestões para trabalhos futuros:

Realizar a investigação apresentada neste trabalho para o modelo VS-40 com mudança de geometria em regime supersônico.

Confecção de modelo VS-40 com degrau que tenha capacidade de instalar balança interna. Realizar campanha de ensaios medindo os esforços, assim, pode-se comparar com as curvas de arrasto do modelo sem degrau apresentadas neste trabalho. Para avaliar a variação do arrasto total pela presencia do degrau no modelo.

Realizar simulações numéricas para comparação de resultados com os experimentos, pois podem ajudar na compressão mais detalhada de fenômenos que não foi possível estudar em detalhe como o descolamento do fluxo.

Referências

BASU; J, B.; VASANTHARAJAN; N; RAJU; CHANNA. A novel pyrene-based binary pressure sensitive paint with low temperature coefficient and improved stability. **Sensors and Actuators, B: Chemical**, v. 138, n. 1, p. 283–288, 2009.

BELL, J. H.; SCHAIRER, E. T.; HAND, L. A.; MEHTA, R. D. Surface pressure measurements using luminescent coatings. **Annual Review of Fluid Mechanics**, v. 33, n. 1, p. 155–206, 2001.

BINION, T. Potentials for pseudo-reynolds number effects. **Annual Review of Fluid Mechanics**, v. 303, 1988.

DYKE, M. V. **An album of fluid motion**. [S.l.]: Parabolic Press Stanford, 1982.

ELSENAAR, A.; BINION, T. W. Reynolds number effects in transonic flow. 1989.

FALCÃO FILHO, J. B. P. F.; MELLO, O. A. de F. Descrição técnica do túnel transônico piloto do centro técnico aeroespacial. In: **IX Congresso Brasileiro De Engenharia e Ciências Térmicas**. Caxambu MG:[s.n.], 2002.

FANG, S.; DISOTELL, K. J.; LONG, S. R.; GUYTON, R. W. Application of fast-responding pressure-sensitive paint to a hemispherical dome in unsteady transonic flow. **Experiments in Fluids**, v. 50, n. 6, p. 1495–1505, 2011.

FOX, R. W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. **Introdução à mecânica dos fluidos**. [S.l.]: Grupo Gen-LTC, 2000.

GOFFERT, B. **Análise Numérica e Experimental de Escoamento Transônico sobre o Aerofólio NACA 0012 no Túnel Transônico Piloto**. Dissertação (Mestrado) – Instituto Técnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012.

GOFFERT, B.; FILHO, J. B. P. F.; TRUYTS, C. Control of injection system for the pilot transonic wind tunnel of iae in closed circuit. In: **XII Brazilian Congress of Thermal Engineering and Sciences ENCIT**. 2008.

GOSS, L.; JONES, G.; CRAFTON, J.; FONOV, S. Temperature compensation for temporal (lifetime) pressure sensitive paint measurements. In: **43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2005.

GOSS, L.; TRUMP, D.; SARKA, B.; LYDICK, L.; BAKER, W. Multi-dimensional time-resolved pressure-sensitive-paint techniques- a numerical and experimental

comparison. In: **AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38 th, Reno, NV**. [S.l.: s.n.], 2000.

GOUTERMAN, M. Oxygen quenching of luminescence of pressure sensitive paint for wind tunnel research. In: **Journal of Chemical Education**, v. 74, n. 6, p. 697, 1997.

GREGORY, J.; ASAI, K.; KAMEDA, M.; LIU, T.; SULLIVAN, J. A review of pressure-sensitive paint for high-speed and unsteady aerodynamics. In: **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, v. 222, p. 249–29, 2008.

GREGORY, J. W.; SULLIVAN, J. P. Effect of quenching kinetics on unsteady response of pressure-sensitive paint. In: **AIAA journa**, v. 44, n. 3, p. 634–645, 2006.

JENKINS, F. A.; WHITE, H. E. **Fundamentals of optics**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 1975.

LIU, T.; ; CAMPBELL, B.; BURNS, S.; SULLIVAN, J. P. Temperature-and pressure-sensitive luminescent paints in aerodynamics. In: **Applied Mechanics Reviews**, v. 50, n. 4, p. 227–246, 1997.

LIU, T.; SULLIVAN, J. P. **Pressure and Temperature Sensitive Paints**. [S.l.]: Springer Berlin, 2005.

MANSUR, S. S.; VIEIRA, E. D. R. Visualização experimental de escoamentos. In: . [s.n.], 2014. Disponível em: <https://www.researchgate.net/profile/Edson_Vieira3-/publication/257137664_VISUALIZAO_EXPERIMENTAL_DE_ESCOAMENTOS/links-/00b495246b65cea6ab000000.pdf>. Julho
15,2014.

MCLACHLAN, B. G.; BELL, J. H. Pressure-sensitive paint in aerodynamic testing. **Anais... Experimental thermal and fluid science**. v. 10, p. 470–485, 1995.

MEDEIROS, J. G. **Análise Experimental do Escoamento na Região Frontal do VLS com Variações Geométricas**. Dissertação (Mestrado) – Instituto Técnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2015.

MERZKIRCH; WOLGANG. **Flow visualization**. [S.l.]: Elsevier, 2012.

MOSHASROV; E, V.; RADCHENKO; N, V.; FONOV; D, S. **Luminescent pressure sensors in aerodynamic experiments**. [S.l.]: Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), 1998.

PEDRASSI, M. **Desenvolvimento da Técnica de Tinta Sensível a Pressão (PSP) para Medidas de Campos de Pressão em Modelos Aerodinâmicos.** Dissertação (Mestrado)– Instituto Técnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.

PEREIRA, A. L.; MORAES, P. Ensaios aerodinâmicos em vôo do foguete suborbital VS-40. [S.l.]: **Anais... Congresso Nacional de Engenharia Mecânica**, 2000.

POPE, A.; GOIN, K. L. **High-speed wind tunnel testing**. [S.l.]: Wiley, 1965.

RESENDE, A. A. de; VILARINHO, L. O. Técnica schlieren aplicada à visualização de escoamentos em bocais de soldagem. [S.l.:s.n], 2005.

SOUZA, F. M. de; NETO, P. J. de O.; SILVA, A. R. da; LIMA, D. S. A.; REIS, M. L. C. da C.; FILHO, J. B. P. F. Metodologia de calibração de sistema de medida de pressão em túneis de vento. **VI National Congress of Mechanical Engineering CONEM**, 2010.

WATKINS, A. N.; LIPFORD, W. E.; LEIGHTY, B. D.; GOODMAN, K. Z.; GOAD, W. K.; GOAD, L. R. **Results from a Pressure Sensitive Paint Test Conduced at the National Transonic Facility on Teste 197: The common research model**. [S.l.] NASA Langley Research Center; Hampton, VA, United States, 2011.

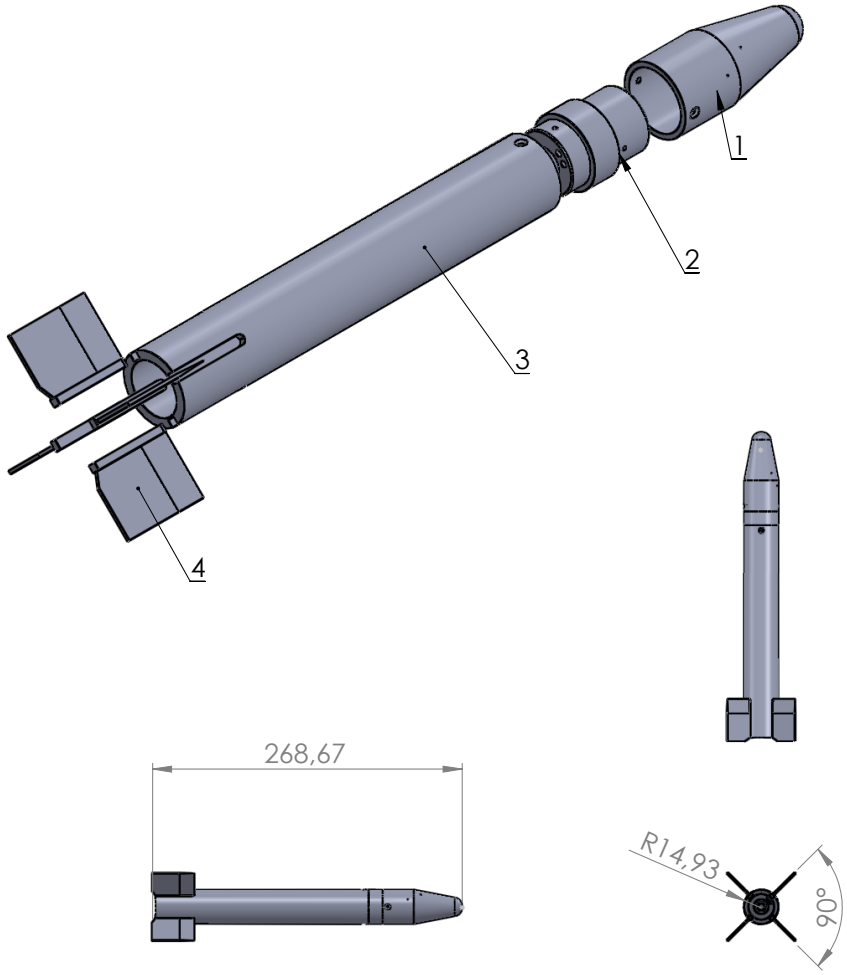
WINSLOW, N. A.; CARROLL, B. F.; KURDILA, A. J. Model development and analysis of the dynamics of pressure-sensitive paints. **AIAA journal**, v. 39, n. 4, 2001.

ZARE-BEHTASH; HOSSEIN; GONGORA-OROZCO; NALLELI; KONTIS; KONSTANTINOS; HOLDER, S. J. Application of novel pressure-sensitive paint formulations for the surface flow mapping of high-speed jets. **Experimental Thermal and Fluid Science**, v. 33, n. 5, p. 852–864, 2009.

Apêndice A - Apêndice A

Anexo A - Desenho Modelo VS-40 Sem Degrau

A.1 Modelo Do Veículo de Sondagem Sem Degrau.



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

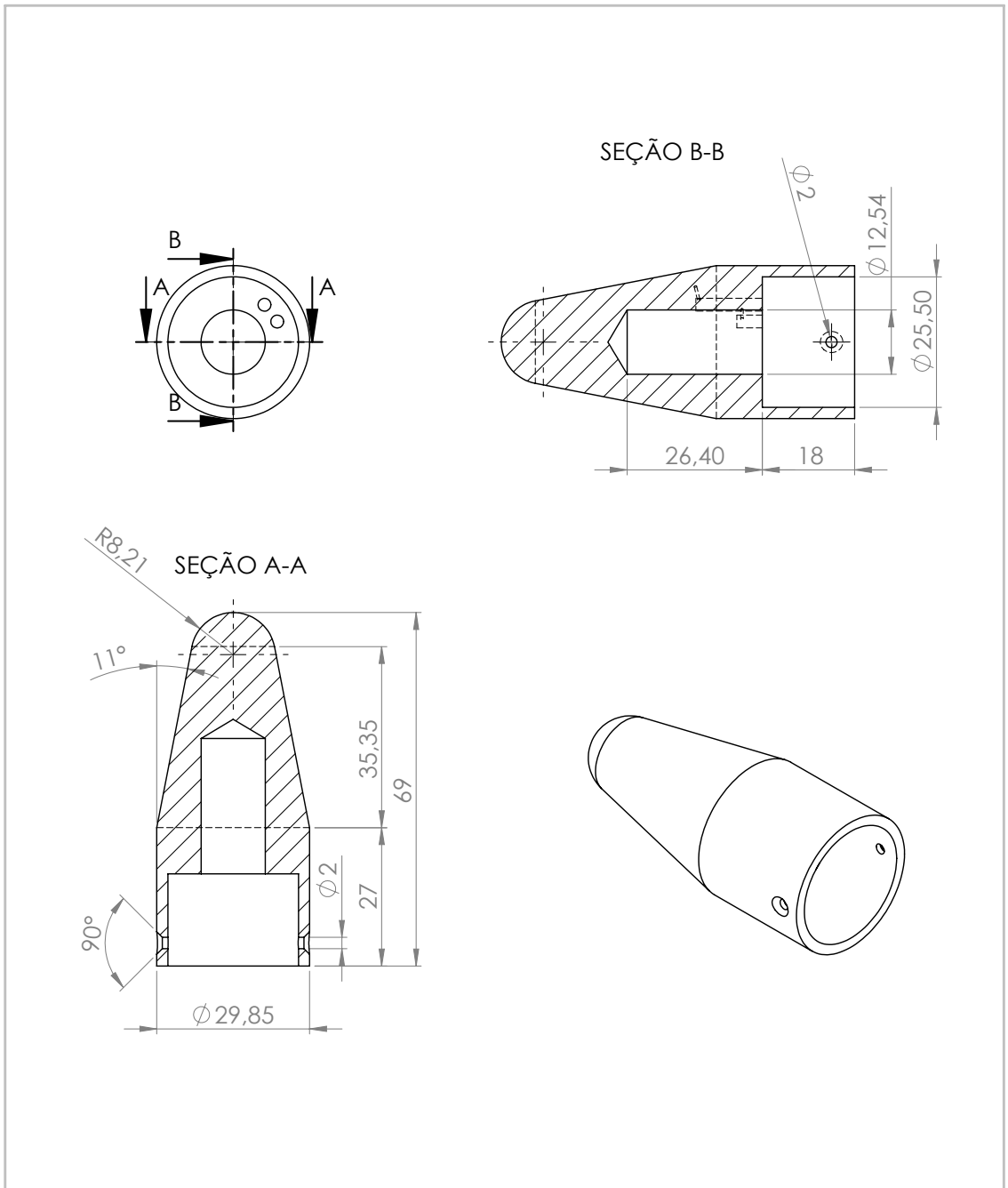
NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

PROJETO: ESTUDO VS-40

DENOMINAÇÃO: Montaje VS-40 | A4

ESCALA:1:1 | FOLHA 1 DE 1



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

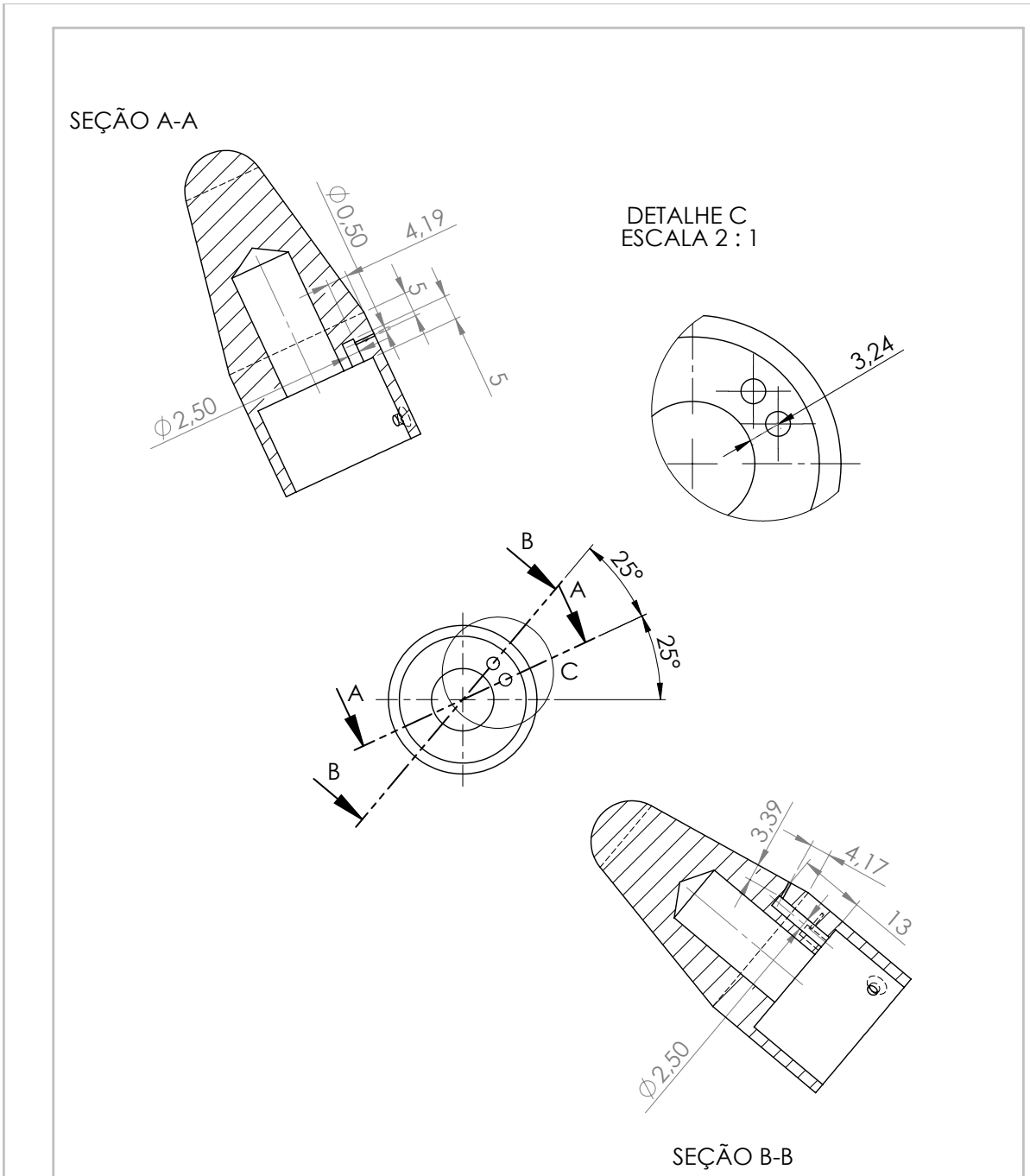
PROJETO: ESTUDO VS-40

DENOMINAÇÃO: COIFA

A4

ESCALA:1:1

FOLHA 1 DE 2



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

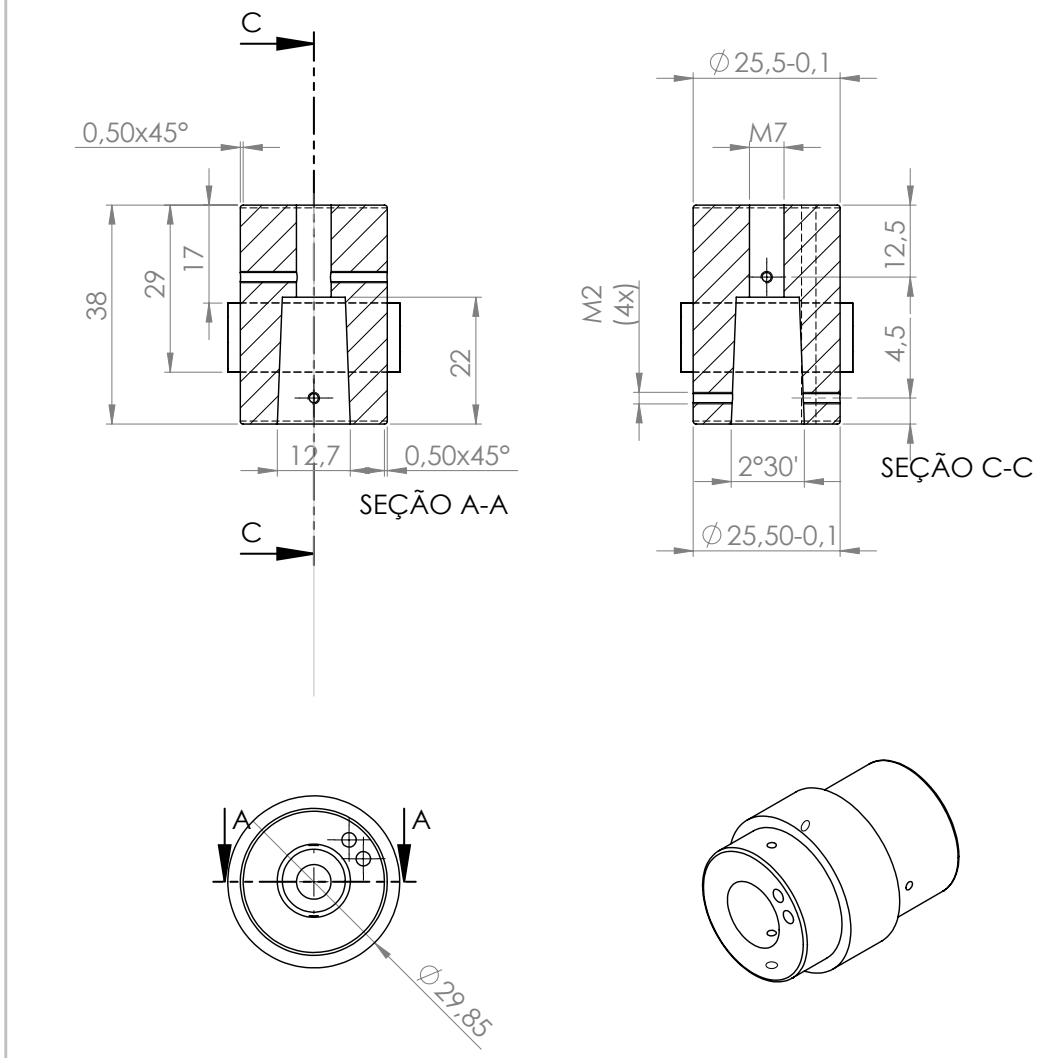
PROJETO: ESTUDO VS-40

DENOMINAÇÃO: COIFA

A4

ESCALA:1:1

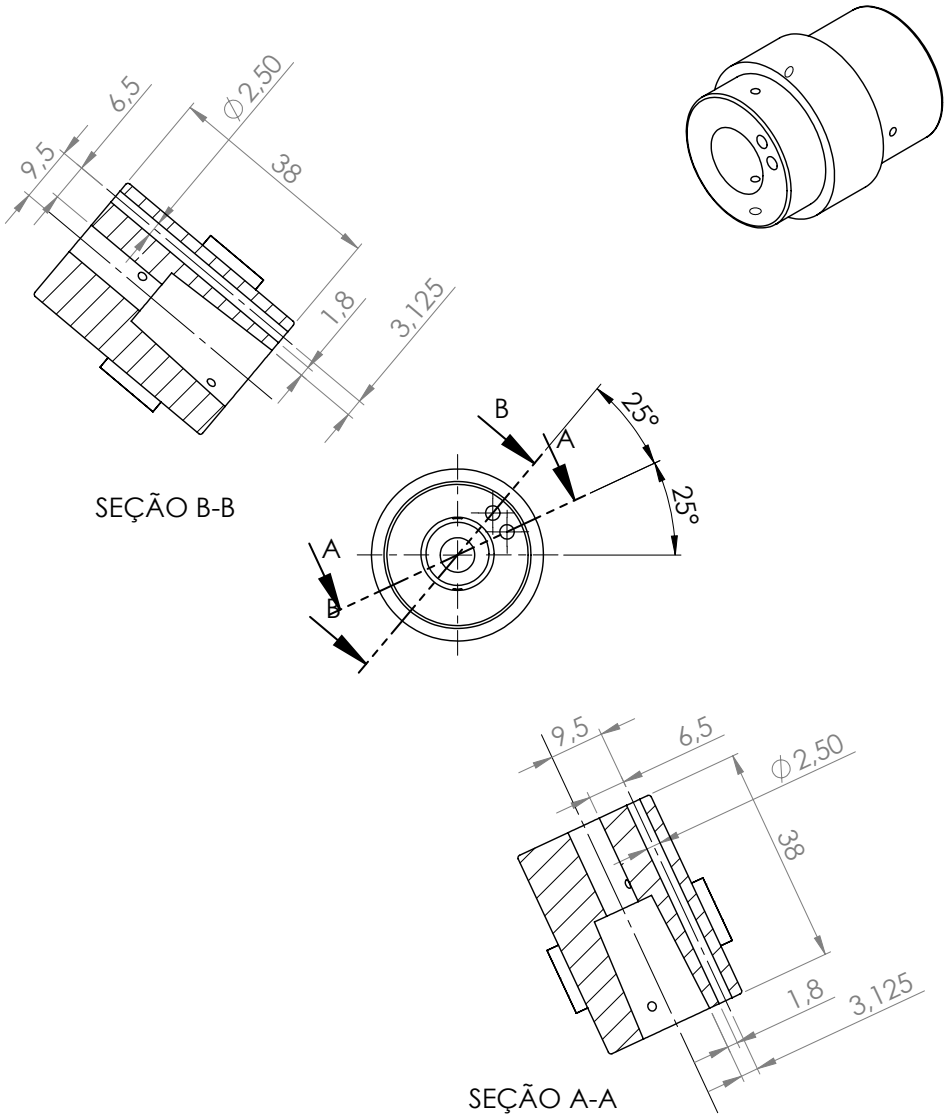
FOLHA 2 DE 2



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA	
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014		
VERIF.				
APROV.				
MANUF.				
QUALID				MATERIAL:
				AISI 304
			RUGOSIDADE: 3,2	

NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES	REVISÃO
DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL Instituto de Aeronáutica e Espaço	
PROJETO: ESTUDO VS-40	
DENOMINAÇÃO: Mancal de fixação_2	A4
ESCALA:1:1	FOLHA 1 DE 2



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

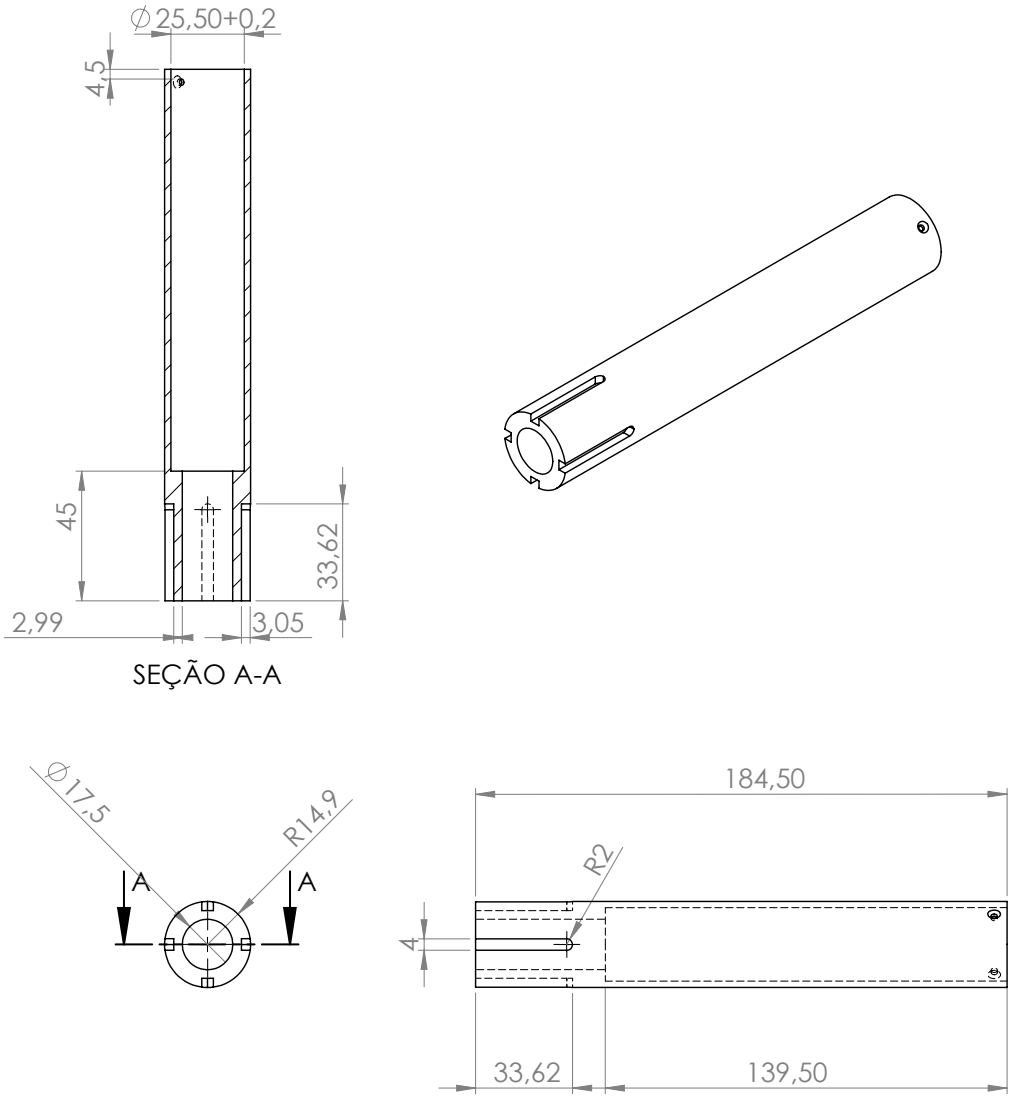
NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

PROJETO: ESTUDO VS-40

DENOMINAÇÃO: Mancal de fixação_2 | A4

ESCALA:1:1 | FOLHA 1 DE 2



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

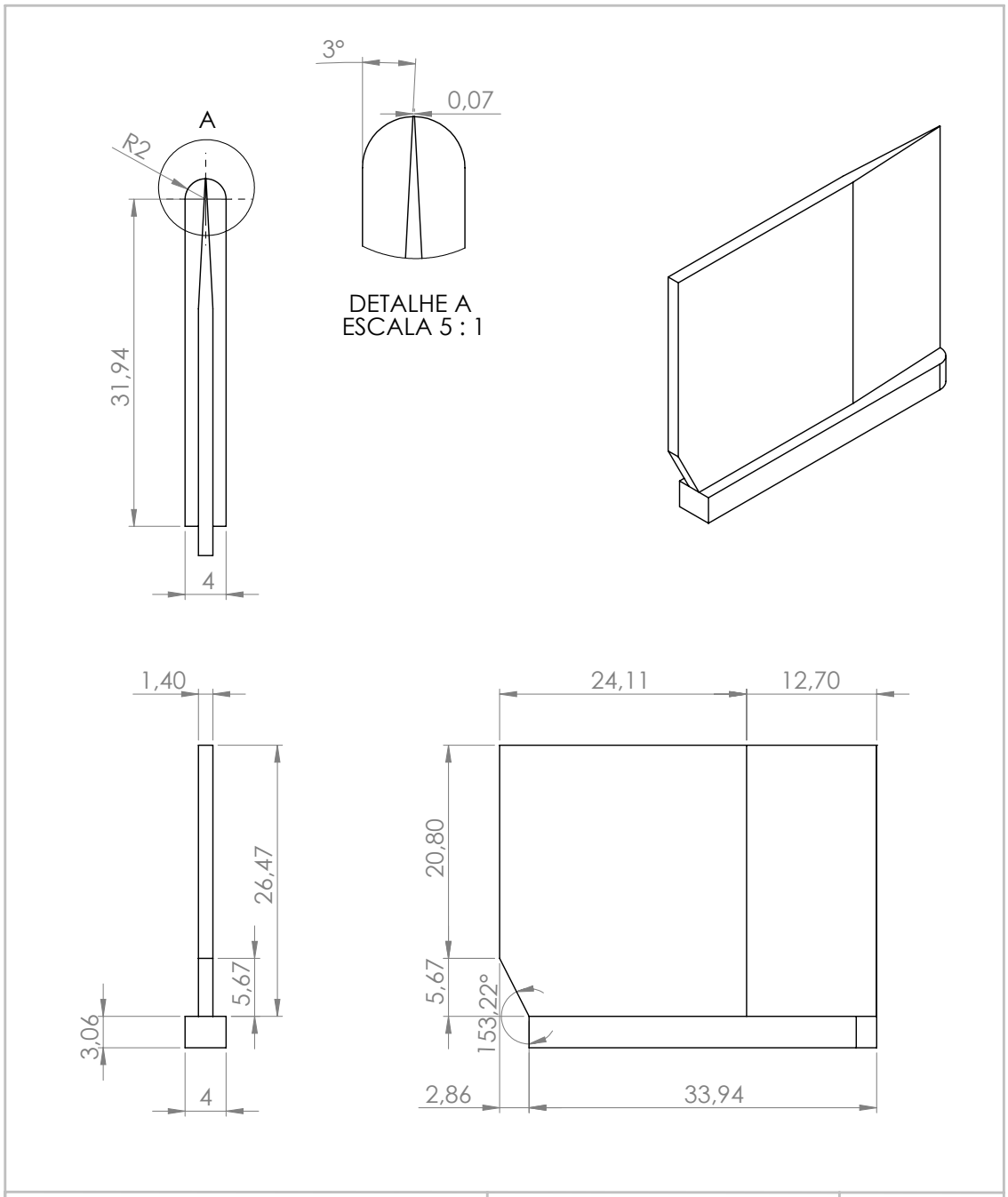
NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

PROJETO: ESTUDO VS-40

DENOMINAÇÃO: Corpo Traseiro_2 | A4

ESCALA:1:1 | FOLHA 1 DE 1



TOLERÂNCIAS					
X	X,X	X,XX	ÂNGULO	RAIOS	0,2/0,5
± 0,2	± 0,1	± 0,05	± 30'	CANTOS VIVOS	0,2/0,5 x45

	NOME	DATA	ASSINATURA
DES.	Geovanny Martínez	12/09/2014	
VERIF.			
APROV.			
MANUF.			
QUALID			

MATERIAL: AISI 304

RUGOSIDADE: 3,2

NÚERO DE DESENHO OU ESPECIFICAÇOES | REVISÃO

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

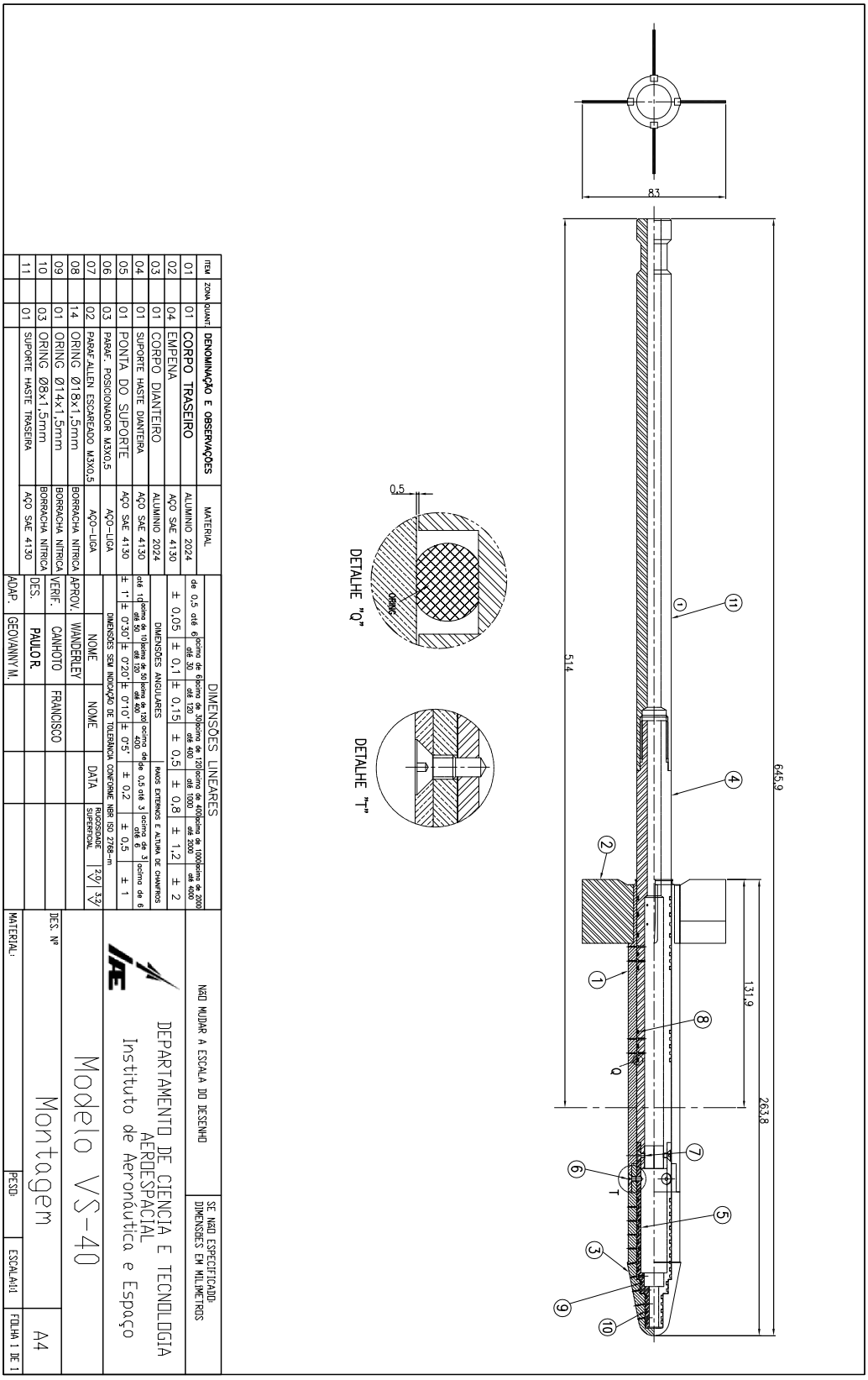
PROJETO: ESTUDO VS-40

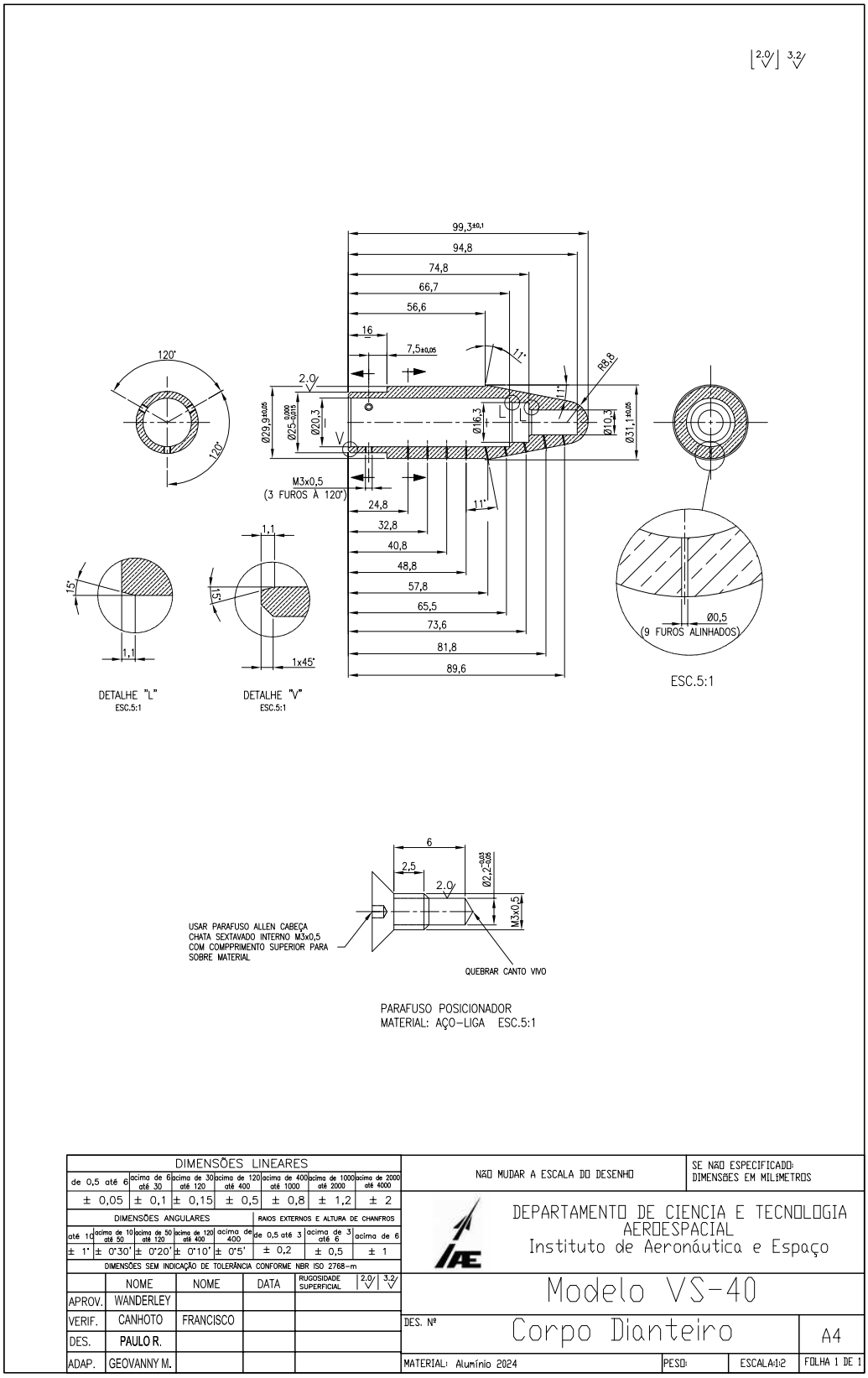
DENOMINAÇÃO Empena_2mod | A4

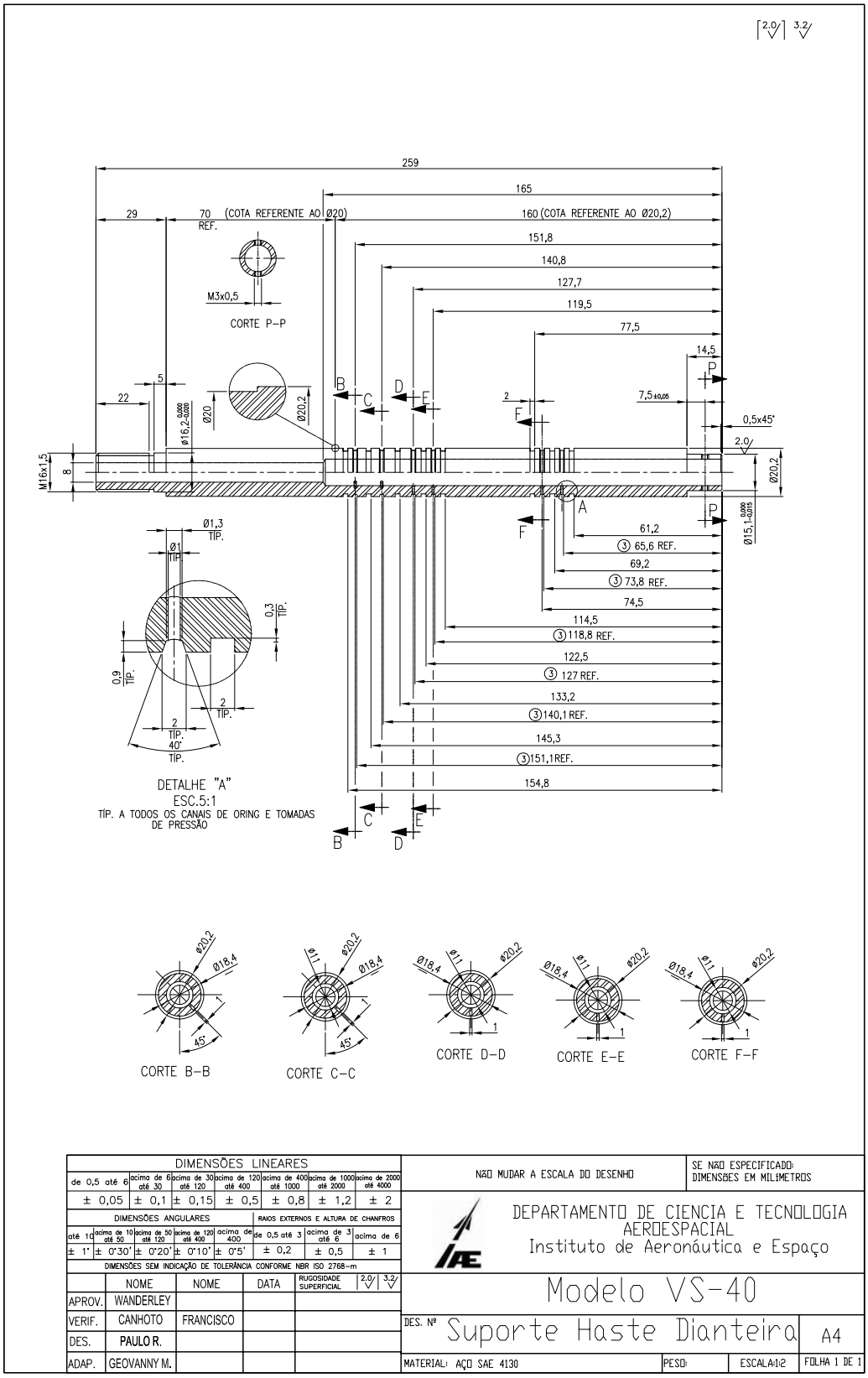
ESCALA:1:1 | FOLHA 1 DE 1

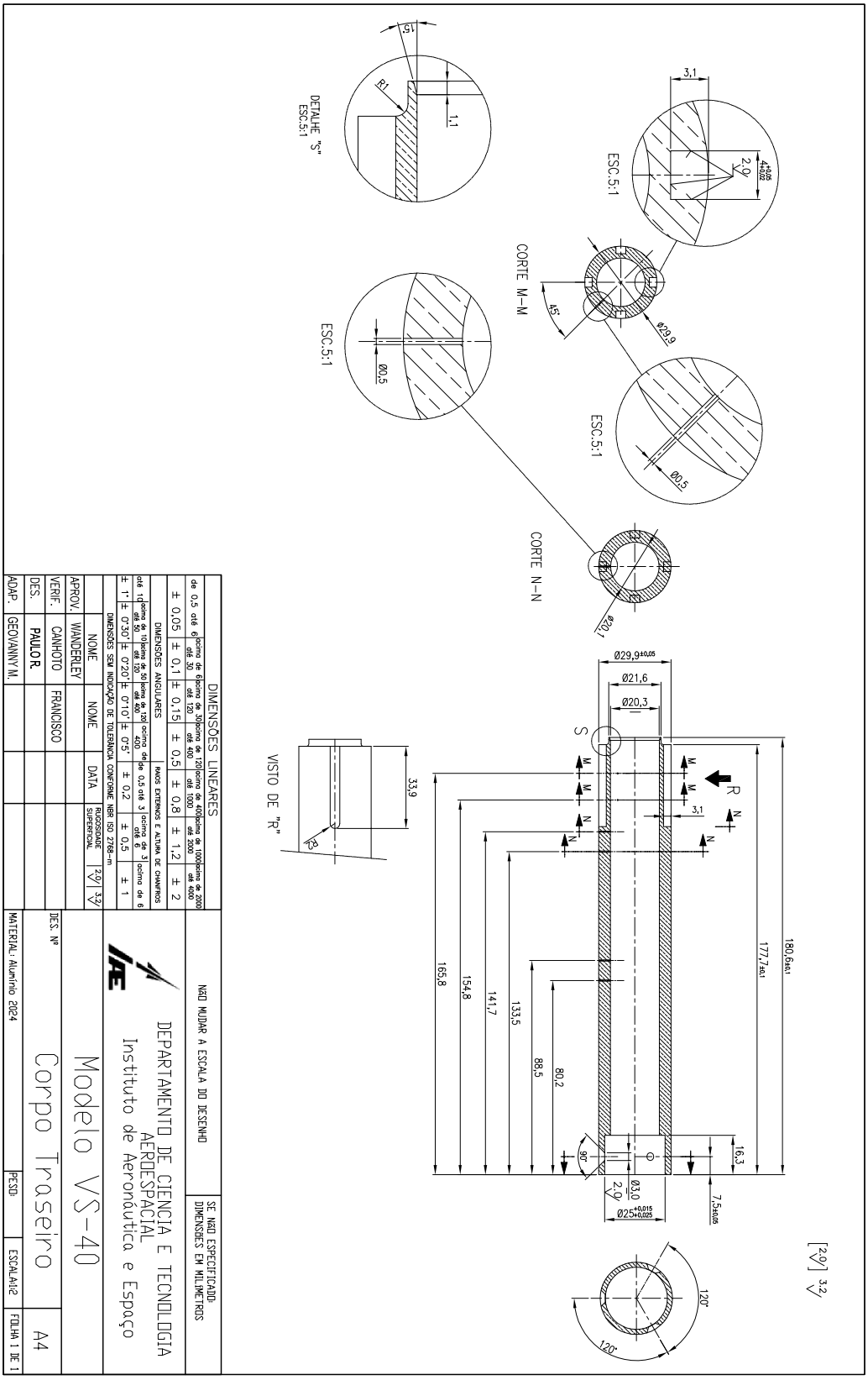
Anexo B - Desenho Modelo VS-40 Com Degrau

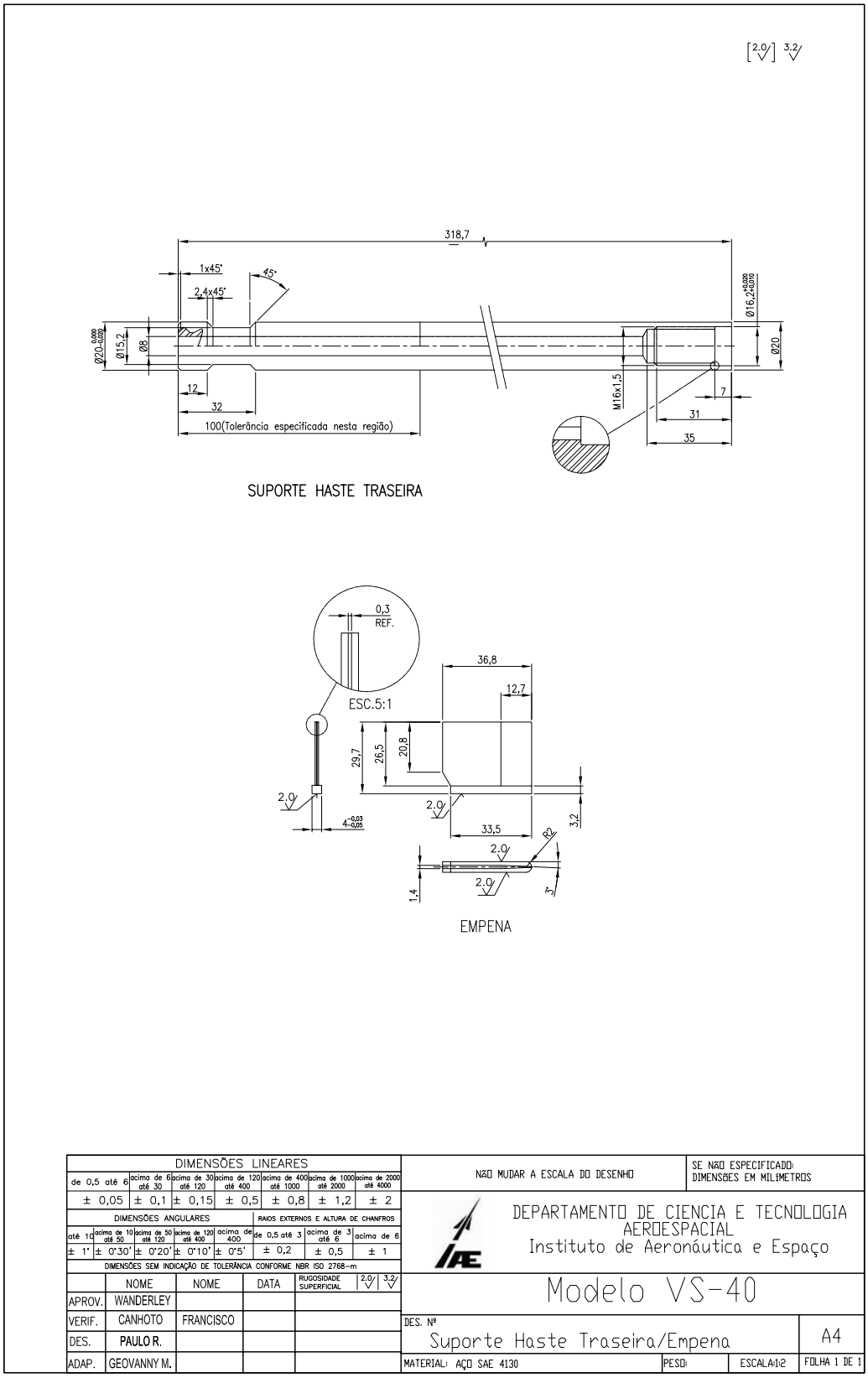
B.1 Modelo Do Veículo de Sondagem Com Degrau.

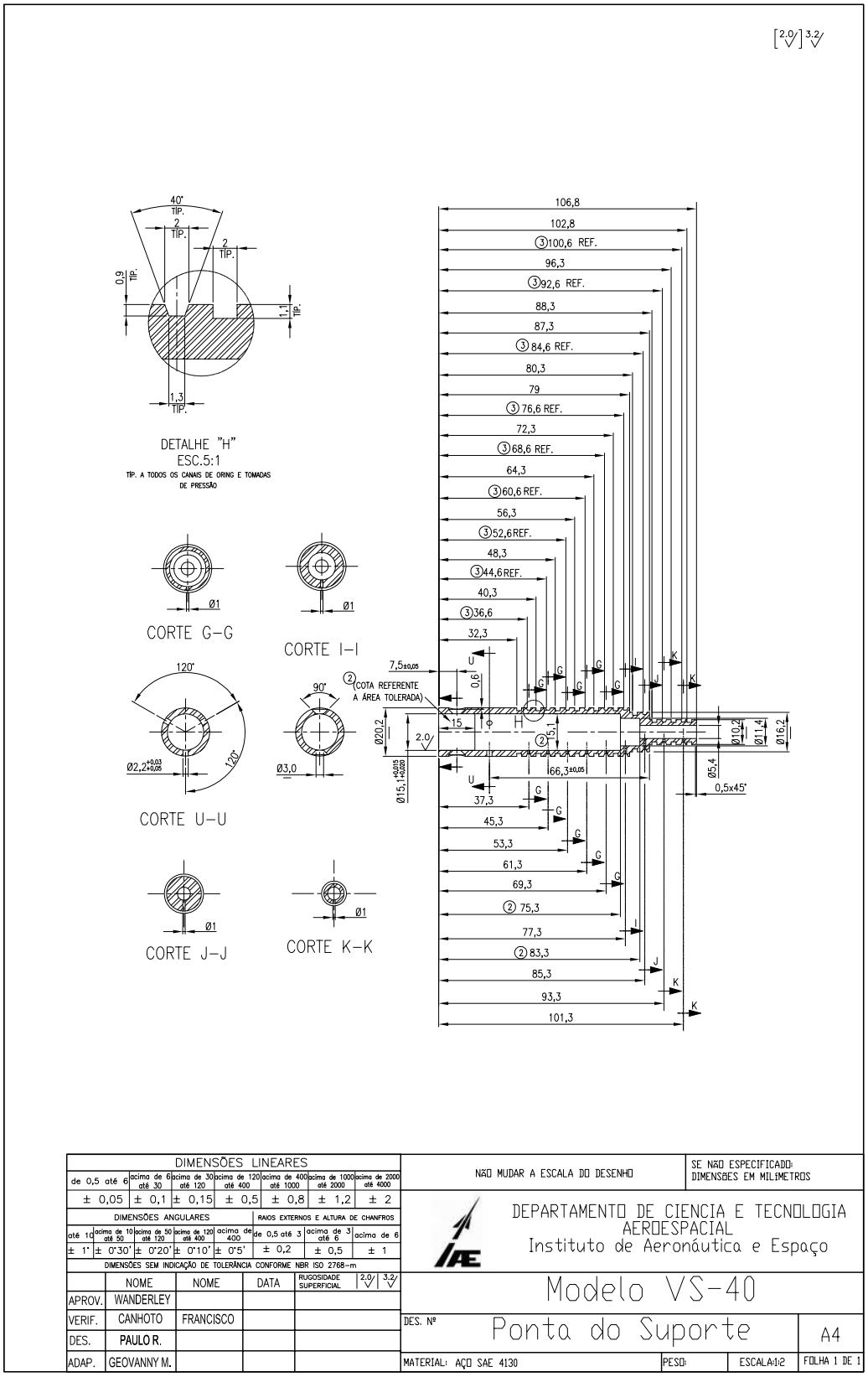

83
514
645,9
131,9
263,8
Q
T
DETALHE "Q"
DETALHE "T"
0,5
ORING
ITEM | ZONA | QUANT. | DENOMINAÇÃO E OBSERVAÇÕES | MATERIAL
01 | 01 | CORPO TRASEIRO | ALUMINIO 2024
02 | 04 | EMPENA | AÇO SAE 4130
03 | 01 | CORPO DIANTEIRO | ALUMINIO 2024
04 | 01 | SUPORTE HASTE DIANTEIRA | AÇO SAE 4130
05 | 01 | PONTA DO SUPORTE | AÇO SAE 4130
06 | 03 | PARAF. POSICIONADOR M3X0,5 | AÇO-LIGA
07 | 02 | PARAF.ALLEN ESCAREADO M3X0,5 | AÇO-LIGA
08 | 14 | ORING Ø18x1,5mm | BORRACHA NITRICA
09 | 01 | ORING Ø14x1,5mm | BORRACHA NITRICA
10 | 03 | ORING Ø8x1,5mm | BORRACHA NITRICA
11 | 01 | SUPORTE HASTE TRASEIRA | AÇO SAE 4130
DIMENSÕES LINEARES
de 0,5 até 6 | acima de 6 até 30 | acima de 30 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400 até 1000 | acima de 1000 até 2000 | acima de 2000 até 4000
± 0,05 | ± 0,1 | ± 0,15 | ± 0,5 | ± 0,8 | ± 1,2 | ± 2
DIMENSÕES ANGULARES
até 10 | acima de 10 até 50 | acima de 50 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400
± 1° | ± 0°30' | ± 0°20' | ± 0°10' | ± 0°5'
RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS
de 0,5 até 3 | acima de 3 até 6 | acima de 6
± 0,2 | ± 0,5 | ± 1
DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768-m
RUGOSIDADE SUPERFICIAL
|3,2/| 3,2/
NOME | DATA
APROV. | WANDERLEY
VERIF. | CANHOTO
DES. | PAULO R.
ADAP. | GEOVANNY M.
NOME
FRANCISCO
NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO
SE NÃO ESPECIFICADO DIMENSÕES EM MILÍMETROS
DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Modelo VS-40
Montagem
DES. Nº
A4
MATERIAL:
PESO
ESCALA:1:1
FOLHA 1 DE 1


2.0 3.2
99,3±0,1
94,8
74,8
66,7
56,6
16
7,5±0,05
11°
R8,8
120°
2.0
Ø29,9±0,05
Ø25-0,000 -0,018
Ø20,3
Ø16,3
Ø10,3
Ø31,1±0,05
L
V
M3x0,5
(3 FUROS À 120°)
24,8
32,8
40,8
48,8
57,8
65,5
73,6
81,8
89,6
1,1
15°
1x45°
DETALHE "L"
ESC.5:1
DETALHE "V"
ESC.5:1
Ø0,5
(9 FUROS ALINHADOS)
ESC.5:1
6
2,5
Ø2,2-0,05
M3x0,5
USAR PARAFUSO ALLEN CABEÇA CHATA SEXTAVADO INTERNO M3x0,5 COM COMPPRIMENTO SUPERIOR PARA SOBRE MATERIAL
QUEBRAR CANTO VIVO
PARAFUSO POSICIONADOR
MATERIAL: AÇO-LIGA ESC.5:1
DIMENSÕES LINEARES
de 0,5 até 6 | acima de 6 até 30 | acima de 30 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400 até 1000 | acima de 1000 até 2000 | acima de 2000 até 4000
± 0,05 | ± 0,1 | ± 0,15 | ± 0,5 | ± 0,8 | ± 1,2 | ± 2
DIMENSÕES ANGULARES
até 10 | acima de 10 até 50 | acima de 50 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400
± 1° | ± 0°30' | ± 0°20' | ± 0°10' | ± 0°5'
RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS
de 0,5 até 3 | acima de 3 até 6 | acima de 6
± 0,2 | ± 0,5 | ± 1
DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768-m
NOME | NOME | DATA | RUGOSIDADE SUPERFICIAL 2.0 3.2
APROV. WANDERLEY
VERIF. CANHOTO FRANCISCO
DES. PAULO R.
ADAP. GEOVANNY M.
NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS
DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Modelo VS-40
DES. Nº
Corpo Dianteiro
A4
MATERIAL: Alumínio 2024
PESO:
ESCALA:1:2
FOLHA 1 DE 1


259
165
29
70 REF.
(COTA REFERENTE AO Ø20)
160 (COTA REFERENTE AO Ø20,2)
151,8
140,8
127,7
119,5
77,5
14,5
M3x0,5
CORTE P-P
5
22
Ø16,2-0,0020
Ø20
Ø20,2
2
7,5±0,05
0,5x45°
2,0
M16x1,5
8
Ø20,2
Ø15,1-0,0015
61,2
65,6 REF.
69,2
73,8 REF.
74,5
114,5
118,8 REF.
122,5
127 REF.
133,2
140,1 REF.
145,3
151,1REF.
154,8
Ø1,3 TIP.
Ø1 TIP.
0,3 TIP.
0,9 TIP.
2 TIP.
2 TIP.
40° TIP.
DETALHE "A"
ESC.5:1
TÍP. A TODOS OS CANAIS DE ORING E TOMADAS DE PRESSÃO
Ø20,2
Ø18,4
45°
CORTE B-B
Ø11
CORTE C-C
CORTE D-D
CORTE E-E
CORTE F-F
DIMENSÕES LINEARES
de 0,5 até 6 | acima de 6 até 30 | acima de 30 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400 até 1000 | acima de 1000 até 2000 | acima de 2000 até 4000
± 0,05 | ± 0,1 | ± 0,15 | ± 0,5 | ± 0,8 | ± 1,2 | ± 2
DIMENSÕES ANGULARES
até 10 | acima de 10 até 50 | acima de 50 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400
± 1° | ± 0°30' | ± 0°20' | ± 0°10' | ± 0°5'
RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS
de 0,5 até 3 | acima de 3 até 6 | acima de 6
± 0,2 | ± 0,5 | ± 1
DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768-m
NOME | NOME | DATA | RUGOSIDADE SUPERFICIAL 2,0 3,2
APROV. WANDERLEY
VERIF. CANHOTO FRANCISCO
DES. PAULO R.
ADAP. GEOVANNY M.
NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS
DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Modelo VS-40
DES. Nº Suporte Haste Dianteira
A4
MATERIAL: AÇO SAE 4130
PESO:
ESCALA:1:2
FOLHA 1 DE 1


ESC.5:1
CORTE M-M
CORTE N-N
DETALHE "S"
ESC.5:1
VISTO DE "R"
DIMENSÕES LINEARES
DIMENSÕES ANGULARES
RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS
DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768-m
RUGOSIDADE SUPERFICIAL
NOME
DATA
APROV. WANDERLEY
VERIF. CANHOTO FRANCISCO
DES. PAULO R.
ADAP. GEOVANNY M.
NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO
SE NÃO ESPECIFICADO DIMENSÕES EM MILÍMETROS
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Modelo VS-40
Corpo Traseiro
A4
DES. Nº
MATERIAL: Alumínio 2024
PESO
ESCALA:1:2
FOLHA 1 DE 1


318,7
1x45°
45°
2,4x45°
Ø20-0,000/-0,020
Ø15,2
Ø8
12
32
100(Tolerância especificada nesta região)
Ø16,2+0,020/+0,010
Ø20
M16x1,5
7
31
35
SUPORTE HASTE TRASEIRA
0,3
REF.
ESC.5:1
36,8
12,7
29,7
26,5
20,8
2,0
4-0,03/-0,05
33,5
3,2
R2
1,4
3°
EMPENA
DIMENSÕES LINEARES
de 0,5 até 6 | acima de 6 até 30 | acima de 30 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400 até 1000 | acima de 1000 até 2000 | acima de 2000 até 4000
± 0,05 | ± 0,1 | ± 0,15 | ± 0,5 | ± 0,8 | ± 1,2 | ± 2
DIMENSÕES ANGULARES
até 10 | acima de 10 até 50 | acima de 50 até 120 | acima de 120 até 400 | acima de 400
± 1° | ± 0°30' | ± 0°20' | ± 0°10' | ± 0°5'
RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS
de 0,5 até 3 | acima de 3 até 6 | acima de 6
± 0,2 | ± 0,5 | ± 1
DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768-m
NOME | NOME | DATA | RUGOSIDADE SUPERFICIAL 2,0 3,2
APROV. WANDERLEY
VERIF. CANHOTO FRANCISCO
DES. PAULO R.
ADAP. GEOVANNY M.
NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS
DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço
Modelo VS-40
DES. Nº
Suporte Haste Traseira/Empena
A4
MATERIAL: AÇO SAE 4130
PESO:
ESCALA:1:2
FOLHA 1 DE 1



DIMENSÕES LINEARES						
de 0,5 até 6	acima de 6 até 30	acima de 30 até 120	acima de 120 até 400	acima de 400 até 1000	acima de 1000 até 2000	acima de 2000 até 4000
± 0,05	± 0,1	± 0,15	± 0,5	± 0,8	± 1,2	± 2

DIMENSÕES ANGULARES					RAIOS EXTERNOS E ALTURA DE CHANFROS		
até 10	acima de 10 até 50	acima de 50 até 120	acima de 120 até 400	acima de 400	de 0,5 até 3	acima de 3 até 6	acima de 6
± 1°	± 0°30'	± 0°20'	± 0°10'	± 0°5'	± 0,2	± 0,5	± 1

DIMENSÕES SEM INDICAÇÃO DE TOLERÂNCIA CONFORME NBR ISO 2768–m

	NOME	NOME	DATA	RUGOSIDADE SUPERFICIAL 2,0/ 3,2/
APROV.	WANDERLEY			
VERIF.	CANHOTO	FRANCISCO		
DES.	PAULO R.			
ADAP.	GEOVANNY M.			

NÃO MUDAR A ESCALA DO DESENHO

SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS

DEPARTAMENTO DE CIENCIA E TECNOLOGIA AEROESPACIAL
Instituto de Aeronáutica e Espaço

Modelo VS-40

DES. Nº Ponta do Suporte A4

MATERIAL: AÇO SAE 4130 | PESO: | ESCALA:1:2 | FOLHA 1 DE 1

Anexo C - Dados dos Ensaios no Túnel transônico Piloto

C.1 Dados Modelo VS-40 Com Degrau

C.2 Dados Modelo VS-40 Sem Degrau e sem Faixa de Transição

C.3 Dados Modelo VS-40 Sem Degrau e com Faixa de Transição

Dados Experimentais

Modelo: VS-40 com Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,60
p_o [Pa]	80190
p_∞ [Pa]	62870
q [Pa]	15843
Tmin_enasio [°K]	302,9
Tmax_enasio [°K]	303,4
Tambiente [°K]	285,3

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
0,744	60071
1,316	63688
1,915	63079
2,534	62119
3,120	57250
3,795	61586
4,410	62494
5,025	62640
5,642	62637

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,154	68960
0,162	68703
0,171	68330
0,179	67879
0,188	67371
0,231	64574
0,239	64032
0,248	63504
0,291	61099
0,299	60671
0,325	59527
0,350	58641
0,359	58413
0,368	58220
0,376	58064
0,385	57945
0,393	57863
0,410	57805
0,419	57826
0,427	57876
0,436	57949
0,444	58043
0,453	58151
0,462	58269
0,470	58392
0,479	58516
0,487	58637
0,496	58754
0,504	58865
0,538	59240
0,590	59609
0,598	59650
0,641	59836
0,650	59881
0,684	60119
0,718	60496
0,752	61145
0,786	62118
0,829	63332
0,838	63508
0,846	63652
0,855	63765
0,863	63847
0,872	63900
1,000	63488
1,239	63391
1,393	63243
1,496	63259
1,735	63204
1,957	62875

x/d	P [Pa]
2,239	62429
2,547	61864
2,692	61321
2,769	60864
2,880	60274
2,949	59727
2,983	59359
3,017	58843
3,060	57993
3,103	56936
3,145	55880
3,188	55270
3,197	55216
3,205	55178
3,359	55046
3,368	55075
3,376	55115
3,385	55169
3,393	55238
3,402	55323
3,410	55424
3,419	55540
3,427	55671
3,436	55813
3,462	56284
3,487	56786
3,513	57283
3,530	57612
3,547	57944
3,573	58449
3,598	58952
3,624	59428
3,675	60211
3,735	60853
3,769	61156
3,855	61779
3,863	61826
3,957	62226
4,060	62108
4,137	62075
4,145	62097
4,154	62123
4,162	62153
4,171	62188
4,239	62473
4,863	62418
5,128	62496
5,299	62443
5,308	62409
5,316	62376

x/d	P [Pa]
5,325	62347
5,402	62440
5,530	62584
5,538	62614
5,564	62699
5,769	62589
5,863	62664
5,983	62508
6,274	62495
6,282	62515
6,291	62538
6,299	62564
6,308	62594
6,316	62628
6,325	62665
6,368	62872
6,385	62933
6,769	62959
6,778	62965
6,786	62970
6,795	62975
6,803	62979
6,812	62982
6,821	62984

Dados Experimentais

Modelo: VS-40 com Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,70
p_o [Pa]	80257
p_∞ [Pa]	57941
q [Pa]	19784
Tmin_enasio [°K]	302,1
Tmax_enasio [°K]	302,8
Tambiente [°K]	285,3

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
0,744	53803
1,316	59068
1,915	58339
2,534	57123
3,120	50828
3,795	54962
4,410	57575
5,025	57722
5,642	57697

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,214	59984
0,222	59796
0,231	59498
0,239	59107
0,248	58648
0,291	55453
0,299	54783
0,308	54140
0,350	51574
0,359	51217
0,385	50500
0,410	50377
0,419	50471
0,427	50625
0,436	50828
0,444	51067
0,453	51326
0,470	51835
0,479	52058
0,487	52249
0,496	52405
0,504	52531
0,513	52631
0,521	52715
0,530	52788
0,538	52859
0,547	52930
0,556	53002
0,564	53074
0,598	53295
0,650	53460
0,658	53522
0,701	53972
0,709	54099
0,726	54484
0,744	55161
0,752	55630
0,761	56176
0,769	56780
0,778	57412
0,786	58040
0,803	59157
0,812	59597
0,846	60402
0,889	60064
0,897	59959
0,906	59863
0,915	59778
0,923	59704
0,932	59639

x/d	P [Pa]
1,060	59268
1,256	59068
1,547	59112
1,812	58780
2,077	58239
2,299	57733
2,607	56800
2,752	55879
2,795	55706
2,829	55396
2,872	54818
2,880	54702
2,889	54588
2,897	54480
2,906	54381
2,940	54085
2,974	53749
3,009	53154
3,043	52304
3,077	51174
3,120	49357
3,162	47771
3,205	47579
3,256	47682
3,265	47627
3,419	47529
3,444	47967
3,470	48547
3,496	49134
3,573	50804
3,632	52171
3,709	53481
3,786	54785
3,812	55209
3,838	55577
3,863	55887
3,889	56170
3,915	56437
3,940	56681
3,966	56912
4,120	57010
4,197	57484
4,205	57569
4,214	57651
4,222	57726
4,231	57793
4,299	57892
4,923	58048
5,188	57727
5,359	57535

x/d	P [Pa]
5,368	57585
5,376	57656
5,385	57738
5,462	57899
5,590	58045
5,598	57991
5,829	57863
5,923	58114
6,043	57766
6,333	58033
6,342	58084
6,350	58158
6,359	58252
6,368	58355
6,376	58454
6,385	58536
6,444	58581
6,829	58173

Dados Experimentais

Modelo: VS-40 com Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,80
p_0 [Pa]	80196
p_∞ [Pa]	52741
q [Pa]	23481
Tmin_enasio [°K]	308,1
Tmax_enasio [°K]	308,5
Tambiente [°K]	285,3

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
0,744	46563
1,316	54459
1,915	53582
2,534	52224
3,120	44902
3,795	45931
4,410	52132
5,025	52833
5,642	52683

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,137	60870
0,145	60727
0,154	60483
0,162	60107
0,171	59622
0,179	59044
0,188	58391
0,205	56930
0,222	55366
0,239	53784
0,256	52235
0,274	50747
0,291	49335
0,308	48014
0,325	46800
0,342	45720
0,359	44806
0,376	44098
0,393	43629
0,410	43412
0,436	43519
0,453	43806
0,470	44184
0,487	44584
0,504	44955
0,521	45269
0,530	45402
0,547	45624
0,564	45795
0,581	45927
0,675	46366
0,692	46531
0,709	46817
0,726	47281
0,744	47966
0,761	48880
0,778	49975
0,795	51151
0,812	52275
0,829	53226
0,846	53924
0,863	54348
0,880	54535
0,923	54397
0,940	54250
0,957	54103
0,974	53968
0,983	53909
0,991	53855
1,171	53557

x/d	P [Pa]
1,274	53536
1,282	53537
1,479	53331
1,658	53339
1,821	53163
1,957	52905
2,120	52680
2,274	52302
2,419	52038
2,521	51588
2,590	51234
2,598	51179
2,615	51064
2,641	50891
2,667	50734
2,769	50132
2,803	49859
2,838	49545
2,872	49232
2,889	49078
2,906	48917
2,915	48831
2,923	48740
2,940	48534
2,974	48014
3,009	47328
3,043	46427
3,068	45534
3,085	44806
3,103	43980
3,120	43089
3,137	42191
3,154	41355
3,171	40648
3,188	40115
3,205	39778
3,222	39626
3,265	39759
3,274	39817
3,282	39871
3,436	40290
3,444	40365
3,453	40442
3,462	40530
3,470	40627
3,479	40734
3,496	40974
3,513	41240
3,530	41525
3,547	41816

x/d	P [Pa]
3,581	42394
3,607	42822
3,624	43112
3,658	43702
3,675	43999
3,709	44581
3,726	44866
3,761	45434
3,778	45715
3,812	46257
3,829	46515
3,923	47784
3,991	48655
4,060	49518
4,128	50208
4,162	50448
4,179	50557
4,197	50668
4,222	50843
4,256	51098
4,282	51282
4,291	51336
4,419	51714
4,590	52092
4,735	52227
4,889	52291
4,974	52352
5,111	52450
5,248	52300
5,368	52271
5,462	52309
5,615	52417
5,624	52443
5,769	52373
5,906	52307
6,094	52180
6,359	52836
6,376	52916
6,453	52922
6,521	52959
6,590	52923
6,701	52721
6,821	52810

Dados Experimentais

Modelo: VS-40 com Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,90
p_o [Pa]	80147
p_∞ [Pa]	47621
q [Pa]	26729
Tmin_enasio [°K]	308,5
Tmax_enasio [°K]	309,0
Tambiente [°K]	285,3

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
0,744	39443
1,316	50726
1,915	49590
2,534	48457
3,120	41892
3,795	39442
4,410	46665
5,025	47467
5,642	47478

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,137	64318
0,145	63677
0,162	60997
0,171	59524
0,188	56929
0,205	54814
0,214	53892
0,231	52263
0,239	51511
0,256	49900
0,265	48963
0,282	46840
0,299	44657
0,325	41783
0,333	40955
0,342	40160
0,350	39381
0,359	38625
0,368	37920
0,376	37305
0,385	36803
0,393	36417
0,402	36147
0,410	35996
0,427	36108
0,444	36753
0,462	37610
0,479	38281
0,487	38520
0,521	38941
0,675	39070
0,684	39199
0,744	39509
0,778	39796
0,795	40148
0,812	40758
0,821	41271
0,829	42008
0,838	43000
0,846	44221
0,855	45574
0,863	46926
0,872	48149
0,880	49167
0,889	49974
0,897	50605
0,906	51104
0,974	51823
0,983	51727
0,991	51625
1,000	51515
1,009	51392
1,017	51255
1,026	51116
1,103	50440
1,111	50309
1,120	50192
1,179	50292
1,188	50226
1,197	50091
1,205	49910
1,214	49726
1,350	49539
1,359	49456
1,402	49378
1,410	49586
1,419	49799
1,427	49958
1,444	49989
1,453	49855
1,513	49631
1,530	49754
1,615	49745
1,829	49668
1,838	49599

x/d	P [Pa]
2,060	48676
2,068	48654
2,077	48586
2,085	48491
2,094	48413
2,103	48400
2,111	48474
2,120	48602
2,128	48721
2,137	48776
2,145	48756
2,154	48693
2,316	48583
2,325	48656
2,333	48694
2,496	48366
2,504	48156
2,513	47960
2,530	47701
2,556	47746
2,581	47743
2,598	47433
2,632	47045
2,701	47162
2,726	46853
2,795	46218
2,889	45648
2,957	45170
3,009	43808
3,060	42526
3,085	41618
3,094	41140
3,103	40551
3,111	39841
3,120	38999
3,128	37986
3,137	36701
3,145	34954
3,154	32487
3,162	29057
3,171	24579
3,179	19258
3,197	16829
3,239	14400
3,316	13615
3,342	14445
3,376	15059
3,385	17048
3,393	18829
3,402	20368
3,410	21671
3,427	23703
3,436	24498
3,462	26254
3,470	26718
3,504	28249
3,521	28763
3,641	34020
3,684	35678
3,692	36042
3,701	36411
3,735	37574
3,744	37790
3,752	37999
3,803	39921
3,821	40543
3,863	41319
3,940	42935
3,983	43820
3,991	43929
4,017	44088
4,077	44691
4,137	45322
4,154	45384
4,239	46077

x/d	P [Pa]
4,308	46298
4,325	46386
4,496	46472
4,556	47143
4,573	47173
4,692	46818
4,709	46940
4,752	47173
4,769	47377
4,829	47189
4,838	47197
4,846	47206
4,880	47286
4,889	47295
4,897	47282
4,906	47256
5,000	47061
5,009	47062
5,017	47108
5,103	47464
5,111	47420
5,120	47367
5,179	47262
5,188	47295
5,274	47443
5,282	47436
5,359	47223
5,368	47277
5,376	47338
5,479	47539
5,487	47570
5,496	47594
5,504	47609
5,513	47614
5,521	47606
5,590	47474
5,598	47550
5,607	47621
5,692	47981
5,701	48122
5,709	48241
5,795	47140
5,803	47074
5,812	47065
5,821	47097
5,880	47858
5,889	47867
5,897	47843
5,906	47801
5,915	47736
5,923	47636
5,932	47511
5,940	47389
6,034	47083
6,043	47065
6,128	47471
6,137	47381
6,145	47305
6,231	47298
6,239	47352
6,248	47383
6,393	48364
6,402	48163
6,410	48037
6,419	47994
6,556	48192
6,564	48228
6,573	48268
6,581	48297
6,590	48301
6,761	48257
6,769	48260
6,812	48502
6,821	48542

Dados Experimentais

Modelo: VS-40 com Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,99
p_0 [Pa]	80082
p_∞ [Pa]	42644
q [Pa]	29444
Tmin_enasio [°K]	308,2
Tmax_enasio [°K]	308,7
Tambiente [°K]	294,9

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
0,744	33784
1,316	48968
1,915	47114
2,534	46280
3,120	40563
3,795	31549
4,410	34604
5,025	36340
5,642	37466

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,137	56944
0,145	56828
0,154	56621
0,171	55810
0,197	53875
0,222	51464
0,231	50617
0,256	48056
0,282	45532
0,308	43082
0,359	38591
0,393	36233
0,410	35385
0,436	34633
0,479	34640
0,513	35190
0,590	35972
0,607	36041
0,778	36327
0,786	36385
0,855	38020
0,923	42837
0,957	45743
0,991	48097
1,009	48954
1,026	49594
1,060	50319
1,145	50424
1,162	50350
1,179	50271
1,214	50113
1,265	49913
1,350	49612
1,385	49495
1,513	49264
1,624	49152
1,726	48974
1,735	48964
1,838	48824
1,932	48682
2,000	48552
2,128	48349
2,222	48259
2,316	48041
2,393	47976
2,496	47779
2,573	47474
1,359	49582
2,513	47718
2,521	47686

x/d	P [Pa]
2,641	47116
2,803	46347
2,940	45362
2,991	44740
3,043	43424
3,094	39598
3,111	37011
3,128	33488
3,145	29051
3,162	23949
3,220	18641
3,270	14142
3,355	15232
3,419	18071
3,444	20149
3,470	21631
3,496	22593
3,521	23308
3,573	24433
3,624	25434
3,641	25763
3,658	26092
3,812	27957
3,906	28494
4,060	30048
4,128	30671
4,179	31108
4,214	31358
4,248	31542
4,333	31797
4,350	31887
4,368	32003
4,385	32140
4,462	32731
4,624	33277
4,735	33882
4,880	34966
4,940	35373
4,974	35598
5,256	36823
5,444	37350
5,538	37700
5,556	37791
5,573	37892
5,590	38003
5,607	38117
5,615	38172
5,624	38224
5,632	38270
5,641	38311

x/d	P [Pa]
5,650	38345
5,838	38735
5,846	38769
5,855	38804
5,863	38839
5,872	38873
5,880	38905
5,957	39271
6,179	39917
6,248	40805
6,308	42180
6,368	43474
6,376	43606
6,402	43931
6,410	44020
6,436	44253
6,462	44461
6,470	44529
6,496	44734
6,504	44801
6,513	44867
6,521	44930
6,530	44990
6,538	45047
6,573	45246
6,607	45429

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	1,02
p_o [Pa]	80128
p_∞ [Pa]	41579
q [Pa]	30001
Tmin_enasio [°K]	310,5
Tmax_enasio [°K]	311,0
Tambiente [°K]	295,7

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,286	45086
1,609	26560

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,308	33572
0,316	33616
0,342	34064
0,368	35261
0,393	37402
0,427	41301
0,462	45040
0,496	47413
0,530	48359
0,564	48506
0,641	48176
0,667	48058
0,701	47915
0,709	47881
0,744	47751
0,778	47612
0,812	47486
0,846	47412
0,880	47371
0,915	47297
0,949	47171
0,974	47081
1,000	47023
1,026	46991
1,060	46938
1,094	46823
1,128	46627
1,162	46363
1,188	46152
1,214	45955
1,239	45780
1,265	45612
1,299	45360
1,325	45115
1,350	44786
1,376	44319
1,402	43629
1,427	42600
1,453	41091
1,479	38994
1,504	36333
1,530	33349
1,556	30470
1,581	28145
1,607	26638
1,632	25913
1,658	25783
1,684	26013
1,709	26429
1,735	26928

x/d	P [Pa]
1,761	27457
1,786	27995
1,812	28532
1,838	29062
1,863	29582
1,889	30088
1,915	30574
1,940	31031
1,966	31448
1,991	31814
2,017	32125
2,043	32406
2,068	32650
2,094	32881
2,120	33094
2,145	33284
2,171	33456
2,197	33626
2,222	33805
2,248	33990
2,282	34223
2,316	34418
2,350	34581
2,385	34749
2,419	34942
2,453	35165
2,487	35411
2,521	35635
2,556	35773
2,590	35827
2,615	35893
2,650	36123
2,658	36204
2,667	36290
2,701	36631
2,735	36873
2,769	37003
2,803	37082
2,838	37163
2,872	37257
2,906	37362
3,009	37712
3,162	38563
3,402	38727
3,573	39188
3,744	39892
3,829	40221
3,889	40624
3,974	41485
4,077	42505

x/d	P [Pa]
4,179	43371
4,274	44129
4,376	44456
4,479	44785
4,615	44836
4,726	44726
4,829	44841
4,932	44600
5,034	44422
5,137	44153
5,239	43908
5,342	43699
5,444	43489
5,547	43331
5,658	43202
5,769	43146
5,872	43082

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,41
p_o [Pa]	80228
p_∞ [Pa]	71361
q [Pa]	8499
Tmin_enasio [°K]	298,2
Tmax_enasio [°K]	299,0
Tambiente [°K]	295,7

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,231	70041
1,569	70244

Técnica PSP

x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]
0,115	69664	1,708	70723	3,831	71411
0,123	69670	1,754	70810	3,854	71407
0,146	69699	1,800	70870	3,908	71404
0,169	69761	1,846	70914	3,977	71410
0,192	69857	1,892	70952	4,046	71411
0,215	69984	1,938	70988	4,115	71398
0,238	70138	1,985	71024	4,169	71384
0,262	70313	2,008	71041	4,192	71378
0,285	70501	2,031	71059	4,215	71373
0,308	70694	2,038	71065	4,238	71367
0,331	70884	2,046	71071	4,246	71365
0,354	71061	2,054	71077	4,254	71363
0,377	71220	2,062	71084	4,277	71357
0,400	71357	2,069	71091	4,300	71350
0,423	71467	2,077	71097	4,392	71328
0,446	71552	2,085	71104	4,485	71330
0,454	71574	2,092	71112	4,577	71345
0,462	71594	2,100	71119	4,623	71347
0,485	71640	2,169	71197	4,692	71345
0,538	71681	2,238	71280	4,777	71352
0,608	71661	2,315	71346	4,854	71372
0,677	71615	2,408	71360	4,931	71382
0,854	71515	2,500	71335	5,015	71378
0,923	71430	2,592	71332	5,108	71375
0,962	71361	2,685	71378	5,177	71374
0,985	71313	2,777	71451	5,246	71377
1,008	71261	2,900	71449	5,331	71379
1,031	71205	3,000	71381	5,400	71374
1,054	71143	3,031	71371	5,485	71369
1,077	71076	3,062	71367	5,577	71381
1,100	71001	3,092	71371	5,669	71391
1,123	70915	3,123	71380	5,762	71397
1,146	70817	3,154	71392	5,846	71393
1,169	70702	3,185	71405	5,931	71368
1,192	70570	3,215	71417	6,023	71352
1,215	70419	3,246	71427	6,100	71360
1,238	70253	3,277	71434		
1,262	70075	3,308	71440		
1,285	69895	3,338	71444		
1,308	69724	3,369	71446		
1,331	69572	3,462	71447		
1,354	69454	3,554	71432		
1,377	69377	3,646	71426		
1,400	69349	3,669	71426		
1,431	69389	3,692	71427		
1,477	69586	3,715	71426		
1,523	69875	3,738	71425		
1,569	70169	3,762	71422		
1,615	70414	3,785	71419		
1,662	70596	3,808	71415		

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,61
p_0 [Pa]	80176
p_∞ [Pa]	62305
q [Pa]	16292
Tmin_enasio [°K]	302,4
Tmax_enasio [°K]	303,1
Tambiente [°K]	295,7

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,368	60066
1,744	59665

Técnica PSP

x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]
0,077	58852	1,530	56702	4,077	62837
0,103	58754	1,556	56622	4,111	62838
0,128	58660	1,581	56737	4,145	62840
0,154	58546	1,607	57028	4,179	62842
0,179	58470	1,632	57451	4,214	62843
0,205	58490	1,658	57952	4,248	62842
0,231	58649	1,684	58474	4,274	62842
0,256	58965	1,709	58970	4,308	62842
0,282	59424	1,735	59410	4,342	62845
0,308	59990	1,812	60330	4,376	62849
0,316	60194	1,889	60838	4,410	62850
0,342	60823	1,966	61165	4,444	62847
0,368	61432	2,043	61404	4,479	62839
0,393	61976	2,120	61623	4,513	62827
0,427	62548	2,197	61837	4,547	62816
0,462	62928	2,282	62048	4,615	62802
0,496	63140	2,385	62261	4,726	62796
0,530	63235	2,419	62313	4,829	62756
0,564	63267	2,521	62403	4,932	62715
0,641	63273	2,615	62488	5,034	62691
0,667	63273	2,667	62548	5,137	62710
0,701	63268	2,769	62643	5,239	62793
0,709	63266	2,872	62723	5,342	62873
0,744	63249	2,906	62750	5,444	62894
0,778	63223	2,940	62778	5,547	62888
0,812	63188	2,974	62807	5,658	62888
0,846	63148	3,009	62838	5,769	62868
0,880	63102	3,043	62872	5,949	62871
0,915	63045	3,077	62904	6,026	62925
0,949	62971	3,162	62965	6,103	62963
0,974	62902	3,265	62918	6,188	62969
1,000	62820	3,299	62891	6,265	62969
1,026	62725	3,402	62875	6,342	62981
1,060	62578	3,436	62895	6,419	62996
1,094	62411	3,470	62915	6,496	62989
1,128	62225	3,573	62928	6,573	62951
1,162	62023	3,607	62921	6,650	62935
1,188	61860	3,641	62914	6,692	62951
1,214	61684	3,744	62900	6,718	62965
1,239	61489	3,778	62897		
1,265	61265	3,803	62897		
1,299	60899	3,829	62896		
1,325	60556	3,855	62895		
1,350	60142	3,863	62894		
1,376	59655	3,889	62891		
1,402	59106	3,915	62885		
1,427	58518	3,940	62876		
1,453	57932	3,974	62863		
1,479	57398	4,009	62850		
1,504	56972	4,043	62842		

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,81
p_o [Pa]	80154
p_∞ [Pa]	52043
q [Pa]	23922
Tmin_enasio [°K]	305,1
Tmax_enasio [°K]	305,5
Tambiente [°K]	295,7

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,231	49708
1,569	46476

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,100	47967
0,123	47368
0,146	46144
0,169	45091
0,192	44654
0,215	44757
0,238	45204
0,262	46021
0,285	47388
0,292	47978
0,315	50022
0,338	52067
0,362	53591
0,392	54537
0,423	54703
0,454	54641
0,485	54531
0,515	54419
0,585	54467
0,608	54522
0,638	54509
0,646	54488
0,677	54360
0,708	54228
0,738	54124
0,769	54018
0,800	53908
0,831	53820
0,862	53735
0,885	53644
0,908	53524
0,931	53387
0,962	53181
0,992	52926
1,023	52620
1,054	52309
1,077	52089
1,100	51883
1,123	51682
1,146	51466
1,177	51086
1,200	50668
1,223	50081
1,246	49274
1,269	48180
1,292	46707
1,315	44766
1,338	42375
1,362	39799
1,385	37565

x/d	P [Pa]
1,408	36227
1,431	36067
1,454	37023
1,477	38825
1,500	41119
1,523	43483
1,546	45521
1,569	47011
1,638	48961
1,708	49833
1,777	50370
1,846	50739
1,915	51106
1,985	51360
2,062	51491
2,154	51744
2,185	51863
2,277	51977
2,362	52153
2,408	52417
2,500	52522
2,592	52577
2,623	52597
2,654	52608
2,685	52616
2,715	52665
2,746	52783
2,777	52934
2,854	53063
2,946	52793
2,977	52730
3,069	52767
3,100	52889
3,131	52923
3,223	52892
3,254	52951
3,285	53022
3,377	53078
3,408	53113
3,431	53141
3,454	53156
3,477	53158
3,485	53157
3,508	53146
3,531	53126
3,554	53101
3,585	53080
3,615	53081
3,646	53086
3,677	53077

x/d	P [Pa]
3,708	53048
3,738	53018
3,769	53006
3,800	53008
3,831	52996
3,854	52964
3,885	52905
3,915	52887
3,946	52948
3,977	53043
4,008	53099
4,038	53098
4,069	53077
4,100	53061
4,162	53036
4,262	53052
4,354	53004
4,446	52955
4,538	52912
4,631	52806
4,723	52786
4,815	52913
4,908	53027
5,000	53050
5,100	53023
5,200	52936
5,362	52962
5,431	53005
5,500	52936
5,577	52971
5,646	53002
5,715	52993
5,785	52994
5,854	53129
5,923	53052
5,992	52890
6,031	52877
6,054	52889
6,069	52906

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Não	
Mach	0,91
p_0 [Pa]	80145
p_∞ [Pa]	46810
q [Pa]	27208
Tmin_enasio [°K]	307,6
Tmax_enasio [°K]	308,0
Tambiente [°K]	295,7

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,744	29147
1,368	46160

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,128	42492
0,154	41103
0,179	39395
0,205	38164
0,231	37636
0,256	37594
0,282	37812
0,308	38317
0,316	38590
0,342	39870
0,368	41927
0,393	44532
0,427	47861
0,462	49970
0,496	50730
0,530	50698
0,564	50412
0,641	50124
0,667	50138
0,701	50102
0,709	50079
0,744	49947
0,778	49809
0,812	49705
0,846	49626
0,880	49559
0,915	49503
0,949	49431
0,974	49339
1,000	49213
1,026	49070
1,060	48879
1,094	48679
1,128	48439
1,162	48169
1,188	47973
1,214	47800
1,239	47655
1,265	47519
1,299	47289
1,325	47007
1,350	46567
1,376	45917
1,402	45002
1,427	43738
1,453	42005
1,479	39699
1,504	36860
1,530	33769
1,556	30901

x/d	P [Pa]
1,581	28709
1,607	27411
1,632	26926
1,658	27011
1,684	27418
1,709	27974
1,735	28585
1,812	30498
1,889	33056
1,966	37406
2,043	42488
2,120	45512
2,197	46753
2,282	47273
2,385	47521
2,419	47562
2,521	47410
2,615	47308
2,667	47561
2,769	47594
2,872	47540
2,906	47553
2,940	47531
2,974	47489
3,009	47486
3,043	47564
3,077	47687
3,162	47754
3,265	47502
3,299	47410
3,402	47333
3,436	47469
3,470	47542
3,573	47496
3,607	47538
3,641	47583
3,744	47661
3,778	47670
3,803	47677
3,829	47685
3,855	47698
3,863	47703
3,889	47712
3,915	47702
3,940	47675
3,974	47637
4,009	47621
4,043	47609
4,077	47573
4,111	47518

x/d	P [Pa]
4,145	47478
4,179	47483
4,214	47522
4,248	47555
4,274	47552
4,308	47515
4,342	47471
4,376	47466
4,410	47516
4,444	47581
4,479	47614
4,513	47614
4,547	47599
4,615	47565
4,726	47603
4,829	47495
4,932	47418
5,034	47362
5,137	47243
5,239	47281
5,342	47315
5,444	47429
5,547	47554
5,658	47461
5,769	47417
5,949	47448
6,026	47505
6,103	47457
6,188	47474
6,265	47532
6,342	47505
6,419	47555
6,496	47636
6,573	47495
6,650	47367
6,692	47365
6,718	47392
6,735	47417
6,744	47431
6,812	47522

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Sim	
Mach	0,61
p_0 [Pa]	80140
p_∞ [Pa]	62286
q [Pa]	16277
Tmin_enasio [°K]	303,1
Tmax_enasio [°K]	303,5
Tambiente [°K]	295,0

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,286	60679
1,609	58861

Técnica PSP

x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]
0,120	58310	1,188	61738	2,887	62871
0,128	58295	1,218	61492	2,977	62753
0,150	58167	1,248	61192	3,068	62804
0,173	57950	1,278	60815	3,135	62856
0,195	57752	1,308	60333	3,226	62878
0,218	57686	1,338	59717	3,316	62916
0,241	57839	1,368	58953	3,406	62912
0,263	58250	1,398	58082	3,496	62947
0,286	58904	1,429	57227	3,586	62982
0,308	59735	1,459	56579	3,677	62935
0,331	60646	1,489	56317	3,767	62880
0,353	61527	1,519	56513	3,857	62857
0,376	62284	1,549	57086	3,947	62812
0,398	62854	1,579	57853	4,038	62748
0,406	62998	1,609	58626	4,128	62766
0,414	63118	1,639	59286	4,158	62790
0,436	63339	1,669	59792	4,248	62856
0,459	63375	1,699	60161	4,338	62862
0,481	63264	1,729	60431	4,429	62869
0,504	63060	1,759	60637	4,519	62874
0,526	62826	1,789	60805	4,609	62811
0,549	62628	1,820	60953	4,699	62787
0,571	62520	1,850	61088	4,789	62772
0,594	62529	1,880	61215	4,880	62772
0,617	62648	1,910	61334	4,970	62785
0,639	62843	1,940	61442	5,060	62797
0,662	63063	1,970	61538	5,150	62814
0,684	63261	2,000	61620	5,241	62831
0,707	63403	2,008	61639	5,331	62879
0,729	63479	2,015	61656	5,398	62878
0,752	63494	2,045	61718	5,489	62873
0,774	63463	2,075	61774	5,579	62917
0,797	63402	2,105	61808	5,669	62863
0,820	63324	2,135	61827	5,759	62796
0,842	63238	2,165	61837	5,850	62773
0,865	63151	2,195	61846	5,940	62782
0,887	63067	2,226	61866	5,970	62797
0,910	62987	2,256	61905		
0,932	62913	2,286	61970		
0,955	62843	2,316	62067		
0,977	62774	2,346	62196		
1,000	62703	2,376	62342		
1,023	62626	2,406	62477		
1,045	62539	2,436	62572		
1,068	62443	2,466	62617		
1,090	62335	2,496	62623		
1,113	62217	2,526	62612		
1,120	62176	2,617	62625		
1,128	62133	2,707	62729		
1,158	61948	2,797	62906		

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Sim	
Mach	0,79
p_o [Pa]	80129
p_∞ [Pa]	53022
q [Pa]	23239
Tmin_enasio [°K]	307,0
Tmax_enasio [°K]	307,6
Tambiente [°K]	295,0

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,286	50159
1,609	42636

Técnica PSP

x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]
0,120	46551	1,188	51866	2,887	53050
0,128	46516	1,218	51501	2,977	52889
0,150	46216	1,248	51044	3,068	52942
0,173	45671	1,278	50453	3,135	53040
0,195	45070	1,308	49652	3,226	53071
0,218	44619	1,338	48528	3,316	53095
0,241	44489	1,368	46952	3,406	53109
0,263	44784	1,398	44866	3,496	53157
0,286	45534	1,429	42414	3,586	53211
0,308	46697	1,459	40005	3,677	53164
0,331	48163	1,489	38212	3,767	53112
0,353	49766	1,519	37522	3,857	53116
0,376	51316	1,549	38103	3,947	53101
0,398	52634	1,579	39732	4,038	53047
0,406	52998	1,609	41927	4,128	53069
0,414	53318	1,639	44164	4,158	53086
0,436	54002	1,669	46070	4,248	53128
0,459	54272	1,699	47494	4,338	53122
0,481	54190	1,729	48468	4,429	53124
0,504	53862	1,759	49109	4,519	53127
0,526	53430	1,789	49542	4,609	53059
0,549	53034	1,820	49857	4,699	53047
0,571	52787	1,850	50106	4,789	53042
0,594	52751	1,880	50314	4,880	53037
0,617	52923	1,910	50491	4,970	53053
0,639	53242	1,940	50642	5,060	53067
0,662	53620	1,970	50774	5,150	53139
0,684	53968	2,000	50894	5,241	53143
0,707	54223	2,008	50923	5,331	53159
0,729	54362	2,015	50951	5,398	53196
0,752	54395	2,045	51057	5,489	53198
0,774	54351	2,075	51148	5,579	53237
0,797	54264	2,105	51220	5,669	53200
0,820	54161	2,135	51273	5,759	53142
0,842	54056	2,165	51314	5,850	53143
0,865	53957	2,195	51349	5,940	53129
0,887	53863	2,226	51386	5,970	53134
0,910	53772	2,256	51435		
0,932	53680	2,286	51511		
0,955	53582	2,316	51634		
0,977	53475	2,346	51815		
1,000	53354	2,376	52040		
1,023	53218	2,406	52265		
1,045	53068	2,436	52443		
1,068	52907	2,466	52551		
1,090	52737	2,496	52597		
1,113	52559	2,526	52613		
1,120	52497	2,617	52679		
1,128	52435	2,707	52825		
1,158	52170	2,797	53072		

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Sim	
Mach	0,91
p_o [Pa]	80121
p_∞ [Pa]	46795
q [Pa]	27200
Tmin_enasio [°K]	309,4
Tmax_enasio [°K]	309,9
Tambiente [°K]	295,0

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,286	46819
1,609	27614

Técnica PSP

x/d	P [Pa]
0,120	42798
0,128	42741
0,150	42238
0,173	41275
0,195	40106
0,218	39002
0,241	38182
0,263	37777
0,286	37847
0,308	38408
0,331	39442
0,353	40889
0,376	42628
0,398	44478
0,406	45082
0,414	45665
0,436	47220
0,459	48361
0,481	49011
0,504	49202
0,526	49056
0,549	48749
0,571	48457
0,594	48312
0,617	48372
0,639	48620
0,662	48981
0,684	49361
0,707	49680
0,729	49888
0,752	49977
0,774	49965
0,797	49884
0,820	49766
0,842	49634
0,865	49502
0,887	49381
0,910	49272
0,932	49174
0,955	49083
0,977	48993
1,000	48899
1,023	48795
1,045	48678
1,068	48549
1,090	48410
1,113	48261
1,120	48209
1,128	48156
1,158	47932

x/d	P [Pa]
1,188	47678
1,218	47379
1,248	47009
1,278	46530
1,308	45867
1,338	44897
1,368	43446
1,398	41354
1,429	38603
1,459	35427
1,489	32297
1,519	29730
1,549	28058
1,579	27319
1,609	27323
1,639	27808
1,669	28559
1,699	29460
1,729	30484
1,759	31665
1,789	33064
1,820	34718
1,850	36599
1,880	38601
1,910	40558
1,940	42309
1,970	43747
2,000	44844
2,008	45068
2,015	45274
2,045	45933
2,075	46378
2,105	46667
2,135	46843
2,165	46939
2,195	46983
2,226	46995
2,256	46996
2,286	47009
2,316	47058
2,346	47159
2,376	47308
2,406	47472
2,436	47610
2,466	47692
2,496	47716
2,526	47702
2,617	47644
2,707	47702
2,797	47821

x/d	P [Pa]
2,887	47684
2,977	47479
3,068	47497
3,135	47570
3,226	47602
3,316	47640
3,406	47628
3,496	47661
3,586	47698
3,677	47595
3,767	47530
3,857	47534
3,947	47506
4,038	47469
4,128	47505
4,158	47530
4,248	47583
4,338	47573
4,429	47573
4,519	47536
4,609	47454
4,699	47422
4,789	47410
4,880	47431
4,970	47471
5,060	47473
5,150	47523
5,241	47553
5,331	47600
5,398	47617
5,489	47596
5,579	47651
5,669	47619
5,759	47547
5,850	47550
5,940	47552
5,970	53134

Modelo: VS-40 Sem Degrau	
Faixa de transição: Sim	
Mach	1,01
p_o [Pa]	80108
p_∞ [Pa]	41679
q [Pa]	29940
Tmin_enasio [°K]	310,5
Tmax_enasio [°K]	311,3
Tambiente [°K]	295,0

Tomadas de pressão PSI

X/d	P [Pa]
1,286	45086
1,609	26560

Técnica PSP

x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]	x/d	P [Pa]
0,120	42798	1,188	47678	2,887	47684
0,128	42741	1,218	47379	2,977	47479
0,150	42238	1,248	47009	3,068	47497
0,173	41275	1,278	46530	3,135	47570
0,195	40106	1,308	45867	3,226	47602
0,218	39002	1,338	44897	3,316	47640
0,241	38182	1,368	43446	3,406	47628
0,263	37777	1,398	41354	3,496	47661
0,286	37847	1,429	38603	3,586	47698
0,308	38408	1,459	35427	3,677	47595
0,331	39442	1,489	32297	3,767	47530
0,353	40889	1,519	29730	3,857	47534
0,376	42628	1,549	28058	3,947	47506
0,398	44478	1,579	27319	4,038	47469
0,406	45082	1,609	27323	4,128	47505
0,414	45665	1,639	27808	4,158	47530
0,436	47220	1,669	28559	4,248	47583
0,459	48361	1,699	29460	4,338	47573
0,481	49011	1,729	30484	4,429	47573
0,504	49202	1,759	31665	4,519	47536
0,526	49056	1,789	33064	4,609	47454
0,549	48749	1,820	34718	4,699	47422
0,571	48457	1,850	36599	4,789	47410
0,594	48312	1,880	38601	4,880	47431
0,617	48372	1,910	40558	4,970	47471
0,639	48620	1,940	42309	5,060	47473
0,662	48981	1,970	43747	5,150	47523
0,684	49361	2,000	44844	5,241	47553
0,707	49680	2,008	45068	5,331	47600
0,729	49888	2,015	45274	5,398	47617
0,752	49977	2,045	45933	5,489	47596
0,774	49965	2,075	46378	5,579	47651
0,797	49884	2,105	46667	5,669	47619
0,820	49766	2,135	46843	5,759	47547
0,842	49634	2,165	46939	5,850	47550
0,865	49502	2,195	46983	5,940	47552
0,887	49381	2,226	46995	5,970	53134
0,910	49272	2,256	46996		
0,932	49174	2,286	47009		
0,955	49083	2,316	47058		
0,977	48993	2,346	47159		
1,000	48899	2,376	47308		
1,023	48795	2,406	47472		
1,045	48678	2,436	47610		
1,068	48549	2,466	47692		
1,090	48410	2,496	47716		
1,113	48261	2,526	47702		
1,120	48209	2,617	47644		
1,128	48156	2,707	47702		
1,158	47932	2,797	47821		

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO	2. DATA	3. REGISTRO N°	4. N° DE PÁGINAS
DM	29 de agosto de 2016	DCTA/ITA/DM-066/2016	114

5. TÍTULO E SUBTÍTULO:

Análise Aerodinâmica de um Foguete no Regime Transônico Utilizando as Técnicas de Tinta Sensível à Pressão (PSP) e Schlieren.

6. AUTOR(ES):

Pedro Geovanny Martínez Romero

7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES):

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA

8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR:

Aerodiâmica Experimental; Tinta sensível à pressão; Túnel Transônico Piloto, VS-40

9.PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO:

Foguetes-sonda; Tintas sensíveis à pressão; Tuneis de vento transônicos; Envelopes de voo; Número de reynolds; Caracteristicas aerodinâmica; Física; Engenharia aeroespacial.

10. APRESENTAÇÃO: **X Nacional** **Internacional**

ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais. Área de Sistemas Espaciais, Ensaios e Lançamentos. Orientadora: Prof[a] Dr[a]. Ana Cristina Avelar; coorientador: Prof. Dr. João Batista Pessoa Falcão Filho. Defesa em 04/07/2016. Publicada em 2016.

11. RESUMO:

Apesar de ocorrer num período de tempo razoavelmente curto, o regime transônico é uma parte muito importante do envelope de voo dos veículos de sondagem, devido a fenômenos complexos de fluxo característicos deste regime, como a presença de ondas de choque e a camada limite resultante induzida pelo choque, que contribuem fortemente para um enorme aumento no arrasto até a barreira do som ser alcançada e superada. O incremento na magnitude do arrasto continua até atingir totalmente a região supersônica, em cujo ponto o coeficiente de arrasto é reduzido. Considerando as características complexas que ocorrem no regime transônico, uma boa compreensão dos fenômenos físicos neste regime de velocidades é de grande importância para a avaliação do desempenho aerodinâmico de veículos aéreos. Este trabalho visa entender os efeitos aerodinâmicos mais significativos encontrados durante o ensaio experimental com modelo de escala reduzida no regime transônico usando os diversos métodos experimentais presentes no Túnel Transônico Piloto (TTP), como \emph{Schlieren}, Tinta Sensível à Pressão PSP e balança interna. Os ensaios experimentais foram realizados no Túnel Transônico piloto, do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em um modelo escalado 1:34 do Veículo Sondagem VS-40 para números de Mach na faixa de 0,4 a 1,1. Os efeitos do número de Reynolds no campo de fluido sobre o modelo e consequentemente no arrasto do veículo são investigados na tentativa de prever os fenômenos físicos que ocorrem em uma condição de voo. A diferença entre camada limite laminar e turbulenta foram analisadas. Os resultados obtidos permitiram a identificação de várias características importantes do fluxo, como ondas de expansão, ondas de choque e ondas mescladas, onda de expansão seguida por ondas de choque normal também foram identificadas. Em geral, a técnica PSP apresenta um bom comportamento em regime transônico, sendo muito viável para estudos de veículos de sondagem em túnel de vento. As três técnicas combinadas constituem uma poderosa ferramenta para análise de fenômenos complexos. Com a correta metodologia e seguindo o procedimento experimental cautelosamente planejado, foi possível obter a curva de CDo x número de Mach para o veículo de sondagem VS-40.

12. GRAU DE SIGILO:

(X) OSTENSIVO **( ) RESERVADO** **( ) SECRETO**